



ČESKÝ OBRANNÝ STANDARD

109001 4. vydání	LIESKEHO MODEL DRÁHY LETU MODIFIKOVANÉHO HMOTNÉHO BODU A MODEL DRÁHY LETU S PĚTI STUPNI VOLNOSTI
-----------------------------------	---

ZAVÁDÍ	STANAG 4355, Ed. 4 THE LIESKE MODIFIED POINT MASS AND FIVE DEGREES OF FREEDOM TRAJECTORY MODELS Lieskeho model dráhy letu modifikovaného hmotného bodu a model dráhy letu s pěti stupni volnosti AOP-4355(A) THE LIESKE MODIFIED POINT MASS AND FIVE DEGREES OF FREEDOM TRAJECTORY MODELS Lieskeho model dráhy letu modifikovaného hmotného bodu a model dráhy letu s pěti stupni volnosti
NAHRAZUJE	ČOS 109001, 3. vydání MODEL DRÁHY LETU MODIFIKOVANÉHO HMOTNÉHO BODU A MODEL DRÁHY LETU S PĚTI STUPNI VOLNOSTI

(VOLNÁ STRANA)

ČESKÝ OBRANNÝ STANDARD

LIESKEHO MODEL DRÁHY LETU MODIFIKOVANÉHO HMOTNÉHO BODU A MODEL DRÁHY LETU S PĚTI STUPNI VOLNOSTI

Základem pro tvorbu tohoto standardu byly originály následujících dokumentů:

- | | |
|--------------------|--|
| STANAG 4355, Ed. 4 | THE LIESKE MODIFIED POINT MASS AND FIVE DEGREES OF FREEDOM TRAJECTORY MODELS

Lieskeho model dráhy letu modifikovaného hmotného bodu a model dráhy letu s pěti stupni volnosti |
| AOP-4355, Ed. A | THE LIESKE MODIFIED POINT MASS AND FIVE DEGREES OF FREEDOM TRAJECTORY MODELS

Lieskeho model dráhy letu modifikovaného hmotného bodu a model dráhy letu s pěti stupni volnosti |

© Úřad pro obrannou standardizaci, katalogizaci a státní ověřování jakosti

Praha 2019

OBSAH

1	Předmět standardu	5
2	Nahrazení standardů (norem)	5
3	Související dokumenty	5
4	Zpracovatel ČOS	6
5	Použité symboly, značky a jednotky	6
6	Pohybové rovnice pro střely a rakety	20
7	Pohybové rovnice pro rotačně stabilizované střely	22
8	Pohybové rovnice křídly stabilizovaných raket	24
9	Společné pohybové rovnice	28
10	Rovnice pohybu dopravních palet shazovaných z letadla	30
11	Srovnání symbolů aerodynamických koeficientů	40
12	Seznam požadovaných údajů	42

PŘÍLOHY

Příloha A	Tvary vstupních údajů pro řízení palby	47
Příloha B	Doplňkové členy pro střely se středními nálitky (nuby)	51
Příloha C	Doplňkové členy pro rotačně stabilizované střely s přídatným raketovým motorem, rotačně stabilizované střely s dnovým generátorem plynů a křídly stabilizované rakety – metoda 1	52
Příloha D	Doplňkové členy pro rotačně stabilizované střely s přídatným raketovým motorem, rotačně stabilizované střely s dnovým generátorem plynů a křídly stabilizované rakety – metoda 2	59
Příloha E	Model dráhy letu hmotného bodu	66
Příloha F	Převod souřadnic požadovaných pro zapalovače korigující dráhu letu	71
Příloha G	Další pojmy pro naváděnou munici	75
Příloha H	Slovník pojmů	82

1 Předmět standardu

ČOS 109001, 4. vydání zavádí do prostředí ČR STANAG 4355, Ed. 4 a AOP-4355, Ed. A, ke kterému ČR přistoupila s výhradou, týkající se zákona č. 213/2011 Sb. o zákazu kazetové munice. Výhrada je v textu ČOS plně respektována.

Předmětem standardu je standardizace metodiky simulace a modelování drah ve vnější balistice v podmínkách ČR a její sjednocení s metodami používanými v NATO. Standardizováním těchto oblastí se usnadňuje výměna údajů vnější balistiky a informací o řízení palby mezi členskými zeměmi NATO.

2 Nahrazení standardů (norem)

Tento standard nahrazuje ČOS 109001, 3. vydání.

3 Související dokumenty

STANAG 4106	PROCEDURES TO DETERMINE THE DEGREE OF BALLISTIC PERFORMANCE SIMILARITY OF NATO INDIRECT FIRE AMMUNITION AND THE APPLICABLE CORRECTIONS TO AIMING DATA Postupy pro určení stupně shodnosti balistických charakteristik munice NATO pro nepřímou střelbu a příslušných oprav prvků střelby
STANAG 4119	ADOPTION OF A STANDARD INDIRECT FIRE FIRING TABLE FORMAT Zavedení standardního formátu tabulek pro nepřímou střelbu
STANAG 4144	FIRING TECHNIQUES TO DETERMINE BALLISTIC DATA FOR FIRE CONTROL SYSTEMS Způsoby střelby umožňující stanovení balistických dat pro systémy řízení palby
STANAG 4537	SUB-GROUP 2 SHARABLE (FIRE CONTROL) SOFTWARE SUITE (S4) Soubor sdíleného programového vybavení (pro řízení palby) podskupiny 2 (S4)
STANAG 6022	ADOPTION OF A STANDARD GRIDDED DATA METEOROLOGICAL MESSAGE Zavedení standardní meteorologické zprávy se souřadnicovými daty
STANREC 4618	THE SIX/SEVEN DEGREES OF FREEDOM GUIDED PROJECTILE TRAJECTORY MODEL Model dráhy řízené střely se 6/7 stupni volnosti
AEP-96(A)	THE SIX/SEVEN DEGREES OF FREEDOM GUIDED PROJECTILE TRAJECTORY MODEL Model dráhy řízené střely se 6/7 stupni volnosti

AOP-37	NATO ARTILLERY BALLISTIC KERNEL (NABK) Řídicí program balistiky dělostřelectva NATO (NABK)
AOP-49	SG/2 SHAREABLE (FIRE CONTROL) SOFTWARE SUITE (S4) QUALITY SYSTEM Systém kvality souboru sdíleného programového vybavení (pro řízení palby) podskupiny 2 (S4)
AOP-55	ADOPTION OF A STANDARD INDIRECT FIRE FIRING TABLE FORMAT Zavedení standardního formátu tabulek pro nepřímou střelbu
AOP-65	FIRING TECHNIQUES TO DETERMINE BALLISTIC DATA FOR FIRE CONTROL SYSTEMS Způsoby střelby umožňující stanovení balistických dat pro systémy řízení palby
APP-18	THE SUB-GROUP SHARABLE (FIRE CONTROL) SOFTWARE SUITE (S4) Soubor sdíleného programového vybavení (pro řízení palby) podskupiny 2 (S4)
ISO 2533-1975	STANDARD ATMOSPHERE Standardní atmosféra

4 Zpracovatel ČOS

Vojenský technický ústav, s. p., odštěpný závod VTÚVM, Ing. Alois Tichý.

5 Použité symboly, značky a jednotky

TABULKA 1 – Symboly, značky a jednotky

Symbol	Význam	Jednotky
A_e	Plocha výstupního průřezu trysky motoru	m^2
\overrightarrow{AJDM}	Změna momentu hybnosti vyvolaná tlumicím momentem axiálního proudění	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-2}$
AZ	Azimut (směrník) osy měřený ve směru hodinových ručiček od kilometrového severu	mil^*
a	Místní rychlost zvuku ve vzduchu	$m \cdot s^{-1}$
C	Balistický koeficient	$kg \cdot m^{-2}$
C_D	Koeficient čelního odporu	<i>none</i>
C_{D_0}	Koeficient odporu při nulovém úhlu náběhu	<i>none</i>
$C_{D_{a^2}}$	Kvadratický koeficient čelního odporu závislý na úhlu náběhu	$l \cdot rad^{-2} **$

Symbol	Význam	Jednotky
$C_{D_{\alpha^4}}$	Kvartický koeficient čelního odporu závislý na úhlu náběhu	$1 \cdot \text{rad}^{-4}$
$C_{L_{\alpha}}$	Koeficient vztlakové síly	$1 \cdot \text{rad}^{-1}$
$C_{L_{\alpha^3}}$	Kubický koeficient vztlakové síly	$1 \cdot \text{rad}^{-3}$
$C_{L_{\alpha^5}}$	Kvintický koeficient vztlakové síly	$1 \cdot \text{rad}^{-5}$
$C_{I_{\delta}}$	Koeficient momentu zkosení stabilizátoru	$1 \cdot \text{rad}^{-1}$
$C_{M_{\alpha}}$	Koeficient klopného momentu	<i>none</i>
$C_{M_{\alpha^3}}$	Kubický koeficient klopného momentu	$1 \cdot \text{rad}^{-2}$
C_{mag-f}	Koeficient Magnusovy síly	$1 \cdot \text{rad}^{-2}$
C_{mag-m}	Koeficient Magnusova momentu	$1 \cdot \text{rad}^{-2}$
$C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}}$	Koeficient momentu tlumicího klopení	$1 \cdot \text{rad}^{-1}$
$C_{N_q} + C_{N_{\dot{\alpha}}}$	Koeficient tlumící síly klopení	$1 \cdot \text{rad}^{-1}$
C_{spin}	Koeficient tlumicího momentu rotace	<i>none</i>
DoF	Stupně volnosti	<i>none</i>
d	Referenční průměr střely	m
\overrightarrow{DF}	Síla čelního odporu	N
\vec{E}	Poloha těžiště tělesa vzhledem ke sférickému povrchu Země	m
\vec{F}	Výslednice sil působící v těžišti střely nebo rakety	N
f_D	Koeficient čelního odporu	<i>bez rozměru</i>
f_L	Koeficient vztlaku	<i>bez rozměru</i>
f_T	Koeficient tahu raketového motoru	<i>bez rozměru</i>
\overrightarrow{FCM}	Změna momentu hybnosti vyvolaná zkosením stabilizátoru	$\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{rad} \cdot \text{s}^{-2}$
\vec{g}	Tíhové zrychlení	$\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
g_0	Velikost tíhového zrychlení; na úrovni moře	$\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
\vec{H}	Celkový moment hybnosti tělesa	$\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$
$\dot{\vec{H}}$	Rychlost změny celkového momentu hybnosti tělesa	$\text{kg} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{rad} \cdot \text{s}^{-2}$

Symbol	Význam	Jednotky
$\vec{H}_{(t_L)}$	Celkový moment hybnosti tělesa v čase t_L	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-1}$
I_{SP}	Měrný impulz pohonné hmoty raketového motoru	$N \cdot s \cdot kg^{-1}$
I_x	Osový moment setrvačnosti	$kg \cdot m^2$
$I_{x(t_L)}$	Osový moment setrvačnosti v čase t_L	$kg \cdot m^2$
I_Y	Příčný moment setrvačnosti tělesa	$kg \cdot m^2$
$I_{Y(t_L)}$	Příčný moment setrvačnosti rakety v čase t_L	$kg \cdot m^2$
i	Koeficient tvaru	bez rozměru
\vec{LF}	Vztlaková síla	N
l_w	Vzdálenost mezi kolébkovým čepem a ústím zbraně	m
lat	Zeměpisná šířka bodu výstřelu; pro jižní polokouli je záporná	deg
M	Místní Machovo číslo	bez rozměru
\vec{MF}	Magnusova síla	N
\vec{MM}	Změna momentu hybnosti vlivem Magnusova momentu	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-2}$
m	Hmotnost střely nebo rakety se zapalovačem v čase t	kg
\dot{m}	Změna hmotnosti střely nebo rakety se zapalovačem v čase t	$kg \cdot s^{-1}$
\dot{m}_f	Hmotnostní průtok pohonné hmoty motoru	$kg \cdot s^{-1}$
m_r	Referenční hmotnost střely nebo rakety se zapalovačem	kg
\vec{OM}	Změna momentu hybnosti vlivem klopného momentu	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-2}$
P	Místní atmosférický tlak vzduchu	Pa
P_r	Standardní atmosférický tlak vzduchu na úrovni moře 1 atm = 1,01325 × 10 ⁵ Pa)	Pa
\vec{PDF}	Síla tlumení náklonu	N
\vec{PDM}	Změna momentu hybnosti vlivem momentu tlumení náklonu	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-2}$
p	Osová úhlová rychlost střely	$rad \cdot s^{-1}$

Symbol	Význam	Jednotky
p_0	Počáteční osová úhlová rychlost střely	$rad \cdot s^{-1}$
$P_{(t_L)}$	Osová úhlová rychlost rakety v čase t_L	$rad \cdot s^{-1}$
Q_D	Opravný koeficient odporu závislý na úhlu náběhu	bez rozměru
QE	Náměr (v mil)	mil
Q_M	Opravný koeficient Magnusovy síly	bez rozměru
\vec{R}	Poloha středu koule aproximující geoid v daném místě	m
R	Poloměr koule aproximující geoid v daném místě	m
\vec{r}	Poloha těžiště střely nebo rakety vzhledem ke středu koule aproximující geoid v daném místě	m
r	Vzdálenost těžiště střely nebo rakety od středu koule aproximující geoid	m
r_e	Vzdálenost výstupního průřezu trysky motoru od těžiště	m
r_{ne}	Poloměr konce hmotnostního proudu	m
r_t	Vzdálenost kritického průřezu trysky motoru od těžiště	m
\overrightarrow{SDM}	Změna momentu hybnosti vlivem momentu tlumení rotace	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-2}$
\overrightarrow{TF}	Síla tahu vyvolaná tahem raketového motoru	N
\overrightarrow{TJDM}	Změna momentu hybnosti vlivem příčného tlumicího momentu trysky	$kg \cdot m^2 \cdot rad \cdot s^{-2}$
T_V	Virtuální teplota	$^{\circ}C$
t	Časová proměnná (počítaná doba letu)	s
t_c	Stoupání drážek vývrtu na ústí hlavně	ráží na 1 otáčku
t_{FM}	Doba prvotního pohybu rakety	s
t_L	Doba na konci fáze odpálení rakety	s
t_{FO}	Doba rozevření křídél	s

Symbol	Význam	Jednotky
t_{E5D}	Doba na konci fáze 5 DoF pro rakety	s
t_0	Výchozí čas (počátek výpočtů)	s
\vec{u}	Rychlost střely nebo rakety vzhledem k normální zemské souřadnicové soustavě	$m \cdot s^{-1}$
$\dot{\vec{u}}$	Zrychlení těžiště vzhledem k normální zemské souřadnicové soustavě	$m \cdot s^{-2}$
u_0	Počáteční rychlost střely nebo rakety vzhledem k normální zemské souřadnicové soustavě	$m \cdot s^{-1}$
v	Rychlost střely nebo rakety vzhledem ke vzduchu	$m \cdot s^{-1}$
\vec{v}	Rychlost střely nebo rakety vzhledem ke vzduchu	$m \cdot s^{-1}$
\vec{w}	Rychlost vzduchu vzhledem k zemi (rychlost větru)	$m \cdot s^{-1}$
\vec{X}	Polohový vektor těžiště střely nebo rakety v normální zemské souřadnicové soustavě	m
\vec{X}_0	Počáteční vektor polohy těžiště střely nebo rakety v normální zemské souřadnicové soustavě	m
X_{2w}	Výška kolébkových čepů zbraně nad úrovní moře	m
\vec{x}	Jednotkový vektor podél podélné osy tuhého tělesa	<i>bez rozměru</i>
\vec{x}_0	Počáteční jednotkový vektor podél podélné osy tuhého tělesa	<i>bez rozměru</i>
$\vec{x}_{(t_L)}$	Jednotkový vektor podél podélné osy tuhého tělesa v čase t	<i>bez rozměru</i>
$\dot{\vec{x}}$	Rychlost změny jednotkového vektoru podél podélné osy tělesa	$rad \cdot s^{-1}$
α	Celkový úhel náběhu	rad
$\vec{\alpha}_e$	Aproximace úhlu náběhu	rad
ΔAZ	Rozdíl mezi směrníkem zbraně a osou $\vec{1}$ měřený ve směru pohybu hodinových ručiček	mil
Δt	Krok integrace času	s
$\Delta \vec{w}$	Rozdíl v rychlosti větru mezi kroky integrace	$m \cdot s^{-1}$
$\Delta \vec{u}$	Opravy rychlosti pro vliv větru	$m \cdot s^{-1}$
ε	Úhel zkosení křidel stabilizátoru	rad
γ	Poměr měrných tepelných kapacit vzduchu (1,4)	<i>bez rozměru</i>
$\vec{\Lambda}$	Zrychlení vlivem účinku Coriolisovy síly	$m \cdot s^{-2}$
μ_f	Koeficient kluzného tření	<i>bez rozměru</i>

Symbol	Význam	Jednotky
ρ	Hustota vzduchu	$kg \cdot m^{-3}$
ψ	Orientace odchylky	rad
$\bar{\omega}$	Úhlová rychlost souřadnicové soustavy daná úhlovou rychlostí otáčení Země	$rad \cdot s^{-1}$
$\omega_{y(t_L)}$	Příčná úhlová rychlost tělesa v čase (t_L) kolem osy kolmé na náměr zbraně ve vertikální rovině	$rad \cdot s^{-1}$
$\omega_{z(t_L)}$	Příčná úhlová rychlost tělesa v čase (t_L) ve vertikální rovině procházející zbraní	$rad \cdot s^{-1}$
Ω	Úhlová rychlost Země	$rad \cdot s^{-1}$
•	Označení derivace podle doby vzniku nebo funkce	s^{-1}
→	Označení proměnné veličiny jako vektoru	bez rozměru
Příloha A		
a_i	Konstanta	bez rozměru
b_i	Konstanta	bez rozměru
FS	Nastavení zapalovače	bez rozměru
n	Konstanta	bez rozměru
PT	Teplota pohonné hmoty	$^{\circ}C$
RM	Raketový motor	
T	Doba letu	s
U	Tabulková počáteční rychlost	$m \cdot s^{-1}$
ΔU_m	Změna počáteční rychlosti vlivem změny hmotnosti střely	$m \cdot s^{-1}$
ΔU_{pt}	Změna počáteční rychlosti vlivem změny teploty pohonné hmoty	$m \cdot s^{-1}$
ΔU_w	Změna počáteční rychlosti vlivem opotřebení hlavně	$m \cdot s^{-1}$
$\Delta(\Delta AZ)$	Nastavení směrníku – rozdíl mezi skutečnou a vypočítanou směrovou odchylkou pro rakety stabilizované křídly	mil
Příloha B		
$C_{l_{\delta_n}}$	Koeficient rotačního momentu způsobený odklonem středících náliťků (nubů) při nulové osové úhlové rychlosti	$1 \cdot rad^{-1}$

Symbol	Význam	Jednotky
$C_{N_{\delta_n}}$ nebo $C_{y_{\delta_n}}$	Koeficient boční síly způsobený odklonem středicích náلتك (nubů) při nulové osové úhlové rychlosti	$1 \cdot rad^{-1}$
δ_n	Úhel odklonění hlavní osy středicího náلتك (nubu) od roviny procházející osou střely a geometrickým středem středicího náلتك. Kladný δ_n vyvolává kladný moment otáčení.	rad
Příloha C		
A_e	Plocha výstupního průřezu trysky motoru	m^2
a_i	Konstanta	<i>bez rozměru</i>
b_i	Konstanta	<i>bez rozměru</i>
\overrightarrow{BB}	Zrychlení vlivem zmenšení odporu použitím dnového generátoru plynů	$m \cdot s^{-2}$
$C_{D_{0r}}$	Koeficient čelního odporu při nulovém náběhu	<i>bez rozměru</i>
$C_{M_{\alpha}}^*$	Koeficient klopného momentu pro počáteční konfiguraci střely	<i>bez rozměru</i>
$C_{x_{bb}}$	Koeficient zmenšení čelního odporu v průběhu hoření dnového generátoru	<i>bez rozměru</i>
d	Jmenovitý průměr střely	m
d_b	Průměr dna střely	m
e	Základ přirozeného logaritmu	<i>bez rozměru</i>
$f(i_{BB,MT})$	Koeficient dnového generátoru	<i>bez rozměru</i>
$f(I)$	Funkce I	<i>bez rozměru</i>
$f(MT)$	Rychlost hoření jako funkce teploty pohonné hmoty motoru	<i>bez rozměru</i>
f_T	Koeficient tahu	<i>bez rozměru</i>
$g(P)$	Rychlost hoření jako funkce atmosférického tlaku vzduchu	<i>bez rozměru</i>
I	Parametr vstřiku paliva dnového generátoru	<i>bez rozměru</i>
I_0	Parametr vstřiku paliva dnového generátoru pro optimální účinnost	<i>bez rozměru</i>
I_{SP_0}	Specifický impuls	$N \cdot s \cdot kg^{-1}$
I_x	Osový moment setrvačnosti	$kg \cdot m^2$

Symbol	Význam	Jednotky
I_{x_0}	Počáteční moment setrvačnosti	$kg \cdot m^2$
I_{x_B}	Osový moment setrvačnosti po dohoření	$kg \cdot m^2$
I_y	Příčný moment setrvačnosti	$kg \cdot m^2$
I_{y_0}	Počáteční příčný moment setrvačnosti	$kg \cdot m^2$
i_{BB}	Opravný koeficient pro přizpůsobení čelního odporu jako funkce náměru	<i>bez rozměru</i>
$K(p)$	Koeficient rychlosti hoření při osově rotaci	<i>bez rozměru</i>
k	Konstanta ve vzorci pro rychlost hoření v závislosti na tlaku	<i>bez rozměru</i>
ℓ	Vzdálenost výstupního průřezu trysky od špičky střely	m
MT	Teplota pohonné hmoty motoru	$^{\circ}C$
m_0	Počáteční hmotnost střely se zapalovačem	kg
m_B	Hmotnost střely se zapalovačem při vyhoření pohonné hmoty	kg
m_{CB}	Hmotnost shořelé pohonné hmoty	kg
m_{CB_0}	Hmotnost pohonné hmoty shořelé v hlavni	kg
m_{DI}	Hmotnost zpoždovače zážehu	kg
m_{DOB}	Hmotnost ucpávky zpoždovače zážehu	kg
m_f	Hmotnost pohonné hmoty ve střele	kg
\dot{m}_f	Hmotnostní průtok pohonné hmoty	$kg \cdot s^{-1}$
n	Exponent ve vzorci pro rychlost hoření v závislosti na tlaku	<i>bez rozměru</i>
P	Tlak vzduchu	Pa
P_r	Referenční tlak vzduchu pro standardní tah	Pa
r_e	Vzdálenost výstupního průřezu trysky motoru od těžiště	m
r_f	Poloměr otáčení hmotnosti pohonné hmoty motoru	m
r_t	Vzdálenost kritického průřezu trysky motoru od těžiště	m

Symbol	Význam	Jednotky
r_{t-t}	Vzdálenost mezi kritickým a výstupním průřezem trysky motoru	m
S_C	Plocha hoření v čase t	m^2
T^*	Účinný tah	N
T_R	Tah vyvolaný raketovým motorem v čase t	N
T_{ST}	Standardní tah jako funkce doby hoření	N
t	Vypočítaná doba letu	s
t^*	Pseudovypočítaná doba pro sledování tahu v nestandardních podmínkách	s
t_B	Doba dohoření raketového motoru	s
$t_{B_{ST}}$	Standardní doba dohoření raketového motoru	s
t_{DI}	Doba zpoždění zážehu raketového motoru	s
$t_{DI_{ST}}$	Standardní doba zpoždění zážehu raketového motoru	s
V_C	Rychlost hoření pohonné hmoty dnového generátoru plynů	$m \cdot s^{-1}$
V_{C_0}	Rychlost hoření pohonné hmoty dnového generátoru v měřicím trubicovém hořáku	$m \cdot s^{-1}$
X_{CG}	Vzdálenost těžiště od špičky střely v čase t	m
X_{CG_0}	Počáteční vzdálenost těžiště od špičky střely	m
β	Koeficient teploty hoření pohonné hmoty v motoru dnového generátoru plynů	<i>bez rozměru</i>
ρ_p	Hustota pohonné hmoty motoru dnového generátoru	$kg \cdot m^{-3}$
Příloha D		
A_b	Plocha dna střely	m^2
A_e	Plocha výstupního průřezu trysky motoru	m^2
C_{D_0}	Koeficient odporu při nulovém úhlu náběhu	<i>bez rozměru</i>
$C_{D_{0r}}$	Koeficient odporu při nulovém úhlu náběhu při hoření raketového motoru	<i>bez rozměru</i>
$C_{M_\alpha}^*$	Koeficient klopného momentu pro počáteční konfiguraci střely	<i>bez rozměru</i>

Symbol	Význam	Jednotky
$C_{M_{\alpha^3}}^*$	Kubický koeficient klopného momentu pro počáteční konfiguraci střely	$1 \cdot rad^{-2}$
d_b	Průměr dna střely	m
f_T	Koeficient tahu	<i>bez rozměru</i>
$f(i_{BB,MT})$	Koeficient dnového generátoru	<i>bez rozměru</i>
f_{BT_p}	Opravný koeficient pro závislost doby hoření dnového generátoru plynů na úhlové rychlosti střely	<i>bez rozměru</i>
f_{BT_p}	Opravný koeficient pro závislost doby hoření dnového generátoru plynů na atmosférickém tlaku	<i>bez rozměru</i>
I	Parametr výtoku pohonné hmoty dnového generátoru	<i>bez rozměru</i>
i_{BB}	Opravný koeficient pro přizpůsobení čelního odporu jako funkce náměru	<i>bez rozměru</i>
I_x	Osový moment setrvačnosti v čase t	$kg \cdot m^2$
I_{x_0}	Počáteční osový moment setrvačnosti	$kg \cdot m^2$
I_{x_B}	Osový moment setrvačnosti po dohoření motoru	$kg \cdot m^2$
I_y	Příčný moment setrvačnosti rakety v čase t	$kg \cdot m^2$
I_{y_0}	Počáteční příčný moment setrvačnosti rakety	$kg \cdot m^2$
ℓ	Vzdálenost výstupního průřezu trysky od špičky střely	m
MT	Teplota pohonné hmoty motoru	$^{\circ}C$
m_0	Počáteční hmotnost střely se zapalovačem	kg
m_b	Hmotnost střely se zapalovačem po vyhoření pohonné hmoty	kg
m_{DI}	Hmotnost zpoždovače zážehu	kg
m_f	Hmotnost pohonné hmoty ve střele	kg
\dot{m}_f^*	Referenční hmotnostní průtok pohonné hmoty jako funkce pseudovypočítané doby t^* hoření motoru	$kg \cdot s^{-1}$
\dot{m}_p	Minimální hmotnostní průtok pohonné hmoty motoru vztažená ke tlaku vzduchu	$kg \cdot s^{-1}$

Symbol	Význam	Jednotky
n	Exponent ve vzorci pro rychlost hoření v závislosti na tlaku	<i>bez rozměru</i>
P	Osová úhlová rychlost střely	$rad \cdot s^{-1}$
P_r	Referenční osová úhlová rychlost střely při výtoku pohonné hmoty	$rad \cdot s^{-1}$
r_e	Vzdálenost výstupního průřezu trysky motoru od těžiště	m
r_f	Poloměr otáčení hmotnosti pohonné hmoty motoru	m
r_t	Vzdálenost kritického průřezu trysky motoru od těžiště	m
r_{t-t}	Vzdálenost mezi kritickým a výstupním průřezem trysky motoru	m
S_C	Plocha hoření v čase t	m^2
t^*	Pseudovypočítaná doba hoření raketového motoru	s
t_B	Doba dohoření raketového motoru	s
t_B^*	Referenční doba hoření motoru	s
t_{DI}	Doba zpoždění zážehu motoru	s
t_{DI}^*	Referenční doba zpoždění zážehu	s
X_{CG}	Vzdálenost těžiště munice od špičky v čase t	m
X_{CG_0}	Vzdálenost těžiště munice od špičky v čase t_0	m
X_{CG_B}	Vzdálenost těžiště munice od špičky v čase t_B	m
$X_{CG_{f_0}}$	Vzdálenost těžiště pohonné hmoty raketového motoru od špičky v čase t_0	m
$\frac{\delta BP}{\delta I}$	Změna bezrozměrného dnového tlaku při změně výtokového koeficientu dnového generátoru plynů	<i>bez rozměru</i>
$\frac{\Delta P}{\Delta t}$	Rychlost změny tlaku atmosférického vzduchu v okolí střely	$Pa \cdot s^{-1}$
Příloha F		
Az_{gt}	Azimut od zbraně k cíli	rad
alt_{gun}	Nadmořská výška zbraně	m
DCM	Matice směrových kosinů	–

Symbol	Význam	Jednotky
DCM_{gun}	Matice směrových kosinů pro transformaci ECEF do NED zbraně	–
DCM_{target}	Matice směrových kosinů pro transformaci ECEF do NED cíle	–
ECEF	Souřadnicová soustava s počátkem ve středu Země a se souřadnicemi nehybnými vůči Zemi	–
e	Excentricita	–
f	Zploštění Země	–
h	Výška nad elipsoidem WGS 84	m
h_{gun}	Výška zbraně nad elipsoidem WGS 84	m
h_{target}	Výška cíle nad elipsoidem WGS 84	m
MSL	Úroveň hladiny moře	–
N	Vzdálenost od povrchu elipsoidu k polární ose podél normálové přímky vedené k zemskému povrchu	m
R_{equator}	Rovníkový poloměr Země	m
\bar{r}_{gun}	Polohový vektor zbraně ECEF	m
\bar{r}_{target}	Polohový vektor cíle ECEF	m
\bar{u}	Vektor rychlosti střely v souřadnicové soustavě ECEF	$m \cdot s^{-1}$
\bar{u}	Vektor rychlosti střely v soustavě zbraně	$m \cdot s^{-1}$
u_1, u_2, u_3	Složky rychlosti střely v soustavě zbraně	$m \cdot s^{-1}$
\bar{u}_{NED}	Vektor rychlosti střely v soustavě NED cíle	$m \cdot s^{-1}$
u_N, u_E, u_D	Severní, východní a svislá (dolů směřující) složka rychlosti střely v soustavě NED cíle	$m \cdot s^{-1}$
$\bar{u}_{\text{NED}_{\text{gun}}}$	Vektor rychlosti střely v soustavě NED zbraně	$m \cdot s^{-1}$
\bar{X}_{gun}	Vektor směřující od zbraně ke střele v soustavě ECEF	m
\bar{X}_{target}	Vektor směřující od cíle ke střele v soustavě ECEF	m
$\bar{X}_{\text{NED}_{\text{target}}}$	Polohový vektor střely v soustavě NED cíle	m
x_1 (osa)	Osa směřující od zbraně k cíli	–
x_2 (osa)	Osa kolmá k pomyslnému povrchu elipsoidu WGS 84	–
x_3 (osa)	Osa kolmá k rovině vytyčené osami x_1 a x_2 tak, aby odpovídala pravotočivému pravidlu	–

Symbol	Význam	Jednotky
\bar{x}	Polohový vektor střely v soustavě zbraně	<i>m</i>
x_1, x_2, x_3	Složky polohy střely v soustavě zbraně (složka x_2 je dána na úrovni mořské hladiny)	<i>m</i>
\bar{x}_{NED}	Polohový vektor střely v soustavě NED cíle	<i>m</i>
$\bar{x}_{\text{NED}_{\text{gun}}}$	Polohový vektor střely v soustavě NED zbraně	<i>m</i>
λ	Zeměpisná délka	<i>rad</i>
λ_{gun}	Zeměpisná délka místa zbraně	<i>rad</i>
λ_{target}	Zeměpisná délka místa cíle	<i>rad</i>
ϕ	Geodetická šířka	<i>rad</i>
ϕ_{gun}	Geodetická šířka místa zbraně	<i>rad</i>
ϕ_{target}	Geodetická šířka místa cíle	<i>rad</i>
Příloha G		
$C_{D_{0g}}$	Koeficient odporu při nulovém úhlu náběhu s rozevřenými řídicími plochami	<i>bez rozměru</i>
$C_{L_{\alpha g}}$	Koeficient vztlaku v průběhu naváděcí fáze	$1 \cdot \text{rad}^{-1}$
$C_{L_{\alpha^3 g}}$	Kubický koeficient vztlaku v průběhu naváděcí fáze	$1 \cdot \text{rad}^{-3}$
dt_g	Doba mezi koncem balistické fáze a začátkem navádění t_g	<i>s</i>
f_{α_v}	Opravný koeficient pro vertikální úhel náběhu	<i>bez rozměru</i>
f_{α_h}	Opravný koeficient pro horizontální úhel náběhu	<i>bez rozměru</i>
f_{gb}	Opravný koeficient pro gravitační odchylku	<i>bez rozměru</i>
f_{gb}	Opravný koeficient pro kolísání vertikální rychlosti	<i>bez rozměru</i>
f_{L_r}	Opravný koeficient pro koeficient koncového vztlaku	<i>bez rozměru</i>
$i_{b_{cd}}$	Koeficient tvaru v průběhu balistické fáze s rozevřenými řídicími plochami	<i>bez rozměru</i>
N_v	Naváděcí konstanta ve vertikální rovině (<i>Navigation ratio</i>)	<i>bez rozměru</i>
N_h	Naváděcí konstanta v horizontální rovině (<i>Navigation ratio</i>)	<i>bez rozměru</i>
RB_v	Stupeň vertikálního vychýlení (<i>Rate Bias</i>)	<i>bez rozměru</i>
t_{cd}	Čas rozevření řídicích ploch	<i>s</i>

Symbol	Význam	Jednotky
t_g	Čas navádění nebo čas klouzavého letu	s
t_{sg}	Nastavení času pro navádění nebo klouzavý let	s
v_1	Rychlost podél osy 1	$m s^{-1}$
v_2	Rychlost podél osy 2	$m s^{-1}$
v_3	Rychlost podél osy 3	$m s^{-1}$
X_1	Poloha střely podél osy 1	m
X_2	Poloha střely podél osy 2	m
X_3	Poloha střely podél osy 3	m
X_{1ap}	Poloha záměrného bodu v normální zemské souřadnicové soustavě vzhledem k ose 1	m
X_{2ap}	Poloha záměrného bodu v normální zemské souřadnicové soustavě vzhledem k ose 2	m
X_{3ap}	Poloha záměrného bodu v normální zemské souřadnicové soustavě vzhledem k ose 3	m
α_g	Úhel náběhu při navádění	rad
$\bar{\alpha}_g$	Celkový úhel náběhu v průběhu fáze navádění	rad
α_{h_s}	Doplňková konstanta řízení horizontálního úhlu vychýlení	rad
$\alpha_{h_{max}}$	Maximální horizontální úhel náběhu	rad
$\alpha_{h_{pn}}$	Horizontální úhel náběhu proporcionálního navádění	rad
α_{max}	Maximální úhel náběhu	rad
$\alpha_{vd_{max}}$	Maximální vertikální úhel náběhu při klesání	rad
$\alpha_{v_{gb}}$	Gravitační odchylka vertikálního úhlu náběhu	rad
$\alpha_{v_{pn}}$	Vertikální úhel náběhu proporcionální navigace	rad
α_{rbv}	Kolísání vertikální rychlosti vertikálního úhlu náběhu	rad
$\alpha_{vu_{max}}$	Maximální vertikální úhel náběhu při stoupání	rad
ΔH_T	Výškový rozdíl mezi koncovým záměrným bodem střední fáze navádění a cílem	m

Symbol	Význam	Jednotky
ΔR_T	Rozdíl v dálce mezi koncovým záměrným bodem střední fáze navádění a cílem	<i>m</i>
γ_h	Úhel průmětu do horizontální roviny	<i>rad</i>
γ_v	Úhel průmětu do vertikální roviny	<i>rad</i>
λ_h	Horizontální úhel inerciální záměrné	<i>rad</i>
λ_v	Vertikální úhel inerciální záměrné	<i>rad</i>

* 1 mil = 1/6400 kruhu = $2\pi/6400$ radiánu,

** kvůli porozumění je použit symbol „rad“ místo číslice 1 pro bezrozměrnou odvozenou jednotku.

6 Pohybové rovnice pro střely a rakety

Následující rovnice tvoří matematické modely popisující let:

- i. rotačně stabilizovaných střel,
- ii. křídly stabilizovaných raket,

kteřé jsou dynamicky stabilní a mají alespoň trojosou symetrii.

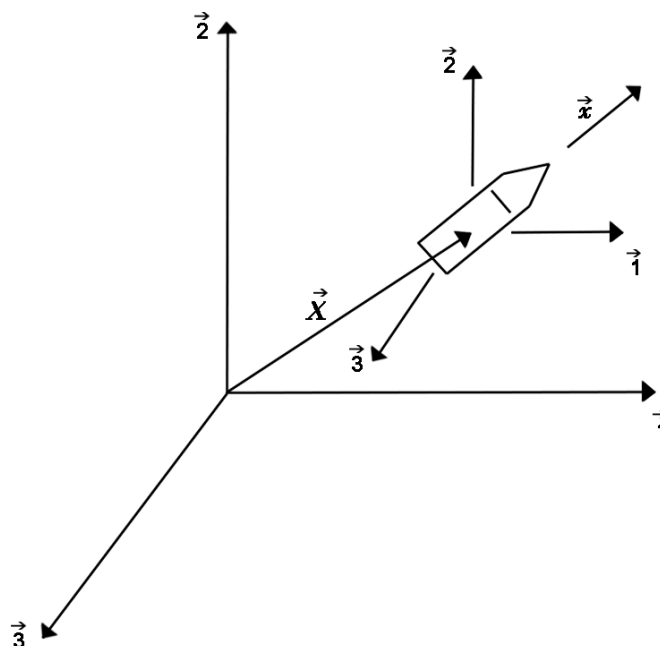
Matematické modelování je realizováno zejména:

- a) zahrnutím pouze nejzákladnějších sil a momentů,
- b) v případě rotačně stabilizovaných střel aproximací skutečného úhlu náběhu ustáleným úhlem náběhu při zanedbání přechodového kývání,
- c) použitím opravných koeficientů pro některé základní síly s cílem vykompenzovat zanedbání nebo aproximaci dalších sil a momentů.

Všechny vektory jsou vztaženy ke kartézské souřadnicové soustavě nehybné vůči Zemi, která je pravoúhlá a pravotočivá, s jednotkovými vektory ($\vec{1}$, $\vec{2}$ a $\vec{3}$), podle obrázku 1.

Předpokládá se, že těleso může být považováno za rotační a jeho ose rotační symetrie se ve zvolené souřadnicové soustavě přiřadí jednotkový vektor \vec{x} . Jelikož tuhé těleso představuje střelu nebo raketu, je směr vektoru \vec{x} od zadní části ke špičce definován jako kladný. Celkový moment hybnosti tělesa je pak možné vyjádřit v souřadnicové soustavě vztažené k Zemi jako součet dvou vektorů:

- 1) Momentu hybnosti kolem osy \vec{x} .
- 2) Momentu hybnosti kolem osy kolmé na osu \vec{x} .



OBRÁZEK 1 – Kartézská souřadnicová soustava s jednotkovými vektory

Moment hybnosti kolem \bar{x} má hodnotu $(I_x p)$; kde I_x je moment setrvačnosti tělesa kolem \bar{x} a p je axiální úhlová rychlost okolo \bar{x} v radiánech za sekundu. Proto celkový moment hybnosti kolem \bar{x} může být vyjádřen vektorem $(I_x p \dot{\bar{x}})$. V tomto standardu je kladné p definováno jako rotace, která by způsobila pohyb šroubu s pravotočivým závitem dopředu ve směru \bar{x} .

Celková úhlová rychlost tělesa okolo osy kolmé na \bar{x} je dána vektorem $(\bar{x} \times \dot{\bar{x}})$, kde tečka v horním indexu poukazuje na derivaci podle času. Jelikož těleso je rotačně symetrické okolo \bar{x} je každá osa procházející těžištěm, kolmá na \bar{x} hlavní osou setrvačnosti.

Je-li moment setrvačnosti tělesa kolem jakékoliv příčné osy I_y , pak celkový moment hybnosti kolem osy kolmé na \bar{x} představuje vektor $I_y (\bar{x} \times \dot{\bar{x}})$.

Nechť \vec{H} označuje celkový vektor momentu hybnosti tělesa. Pak vektorovým vyjádřením \vec{H} je:

$$\vec{H} = I_x p \bar{x} + I_y (\bar{x} \times \dot{\bar{x}}) \quad (1)$$

Nechť $\sum \vec{M}$ je součet vektorů použitých momentů a soubor $\sum \vec{M}$ je roven hodnotě vektoru rychlosti změny momentu hybnosti.

$$\dot{\vec{H}} = \sum \vec{M} \quad (2)$$

Navíc, k těmto základním rovnicím, jsou pro použití v systému momentů a sil potřebné další dva vztahy.

$$(\vec{H} \times \vec{x}) = I_y \dot{\vec{x}} \quad (3)$$

$$(\vec{H} \cdot \vec{x}) = I_x p. \quad (4)$$

Rovnice (b) je základní diferenciální rovnicí vektoru otáčivého pohybu v nehybné souřadnicové soustavě. Základní pohybovou rovnicí pro těžiště je:

$$\dot{\vec{u}} = \frac{\sum \vec{F}}{m} \quad (5)$$

kde $\sum \vec{F}$ označuje součet vektorů působících sil, m je hmotnost tělesa a \vec{u} je vektor zrychlení těžiště v nehybné souřadnicové soustavě.

7 Pohybové rovnice pro rotačně stabilizované střely

7.1 Newtonův pohybový zákon pro těžiště střely má tvar:

$$\vec{F} = m\vec{u} = \overline{DF} + \overline{LF} + \overline{MF} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (6)$$

kde zrychlení vlivem čelního odporu je:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho id^2}{8m}\right) \left(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} (Q_D \alpha_e)^2 + C_{D_{\alpha^4}} (Q_D \alpha_e)^4\right) v \vec{v} \quad (7a)$$

používá-li se jako opravný koeficient i .

Anebo platí vztah:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho m_r}{8Cm}\right) \left(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} (Q_D \alpha_e)^2 + C_{D_{\alpha^4}} (Q_D \alpha_e)^4\right) v \vec{v} \quad (7b)$$

používá-li se jako opravný koeficient C .

Anebo platí vztah:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho d^2}{8m}\right) \left(f_D C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} (Q_D \alpha_e)^2 + C_{D_{\alpha^4}} (Q_D \alpha_e)^4\right) v \vec{v} \quad (8)$$

používá-li se jako opravný koeficient f_D .

Zrychlení vlivem vztlakové síly je:

$$\frac{\overline{LF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho d^2 f_L}{8m}\right) \left(C_{L_{\alpha}} + C_{L_{\alpha^3}} \alpha_e^2 + C_{L_{\alpha^5}} \alpha_e^4\right) v^2 \vec{\alpha}_e \quad (9)$$

Zrychlení vlivem Magnusovy síly je:

$$\frac{\overline{MF}}{m} = -\frac{\pi\rho d^3 Q_M p C_{mag-f}}{8m} \left(\vec{\alpha}_e \times \vec{v}\right) \quad (10)$$

POZNÁMKA 1

Tíhové zrychlení a Coriolisovo zrychlení jsou ve Společných pohybových rovnicích.

7.2 Velikost úhlového zrychlení je:

$$\dot{p} = \frac{\pi \rho d^4 p \nu C_{spin}}{8 I_x} \quad (11)$$

kde $p = p_0 + \int_0^t \dot{p} dt$ je úhlová rychlost v čase t (12)

a $p_0 = \frac{2\pi u_0}{t_c d}$ je počáteční úhlová rychlost střely na ústí hlavně. (13)

7.3 Ustálený úhel náběhu je:

$$\vec{\alpha}_{e_0} = - \frac{8 I_x p (\vec{v} \times \dot{\vec{u}})}{\pi \rho d^3 (C_{M_\alpha} + C_{M_{\alpha^3}} \alpha_e^2) v^4} \quad (14)$$

Kde $\vec{\alpha}_{e_0} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ je počáteční velikost ustáleného úhlu náběhu. (15)

Pro zahájení numerické integrace pohybových rovnic modifikovaného hmotného bodu s využitím metody prediktor-korektor se musí vypočítat hodnota \vec{u} s využitím $\vec{\alpha}_{e_0}$ z rovnice (15) a pak se tato hodnota \vec{u} použije pro výpočet $\vec{\alpha}_e$ podle rovnice (14).

POZNÁMKA 2

Rychlost střely v čase t vůči ose vztažené k zemi, rychlost střely vůči vzduchu a poloha střely vůči zemské ose v čase t jsou uvedeny ve Společných pohybových rovnicích.

7.4 Aerodynamický skok (odklon osy střely v blízkosti ústí hlavně účinkem aerodynamického vztlaku).

Oprava počáteční poruchy dráhy vyvolaná účinkem aerodynamické vztlakové síly působící na střelu se určí jako oprava rychlosti:

$$J_A = \Delta \vec{u}_w = - \frac{p_0 I_x f_l C_L \alpha \vec{w}_0}{m d^2 C_{M_\alpha} \vec{v}_0} \quad (16)$$

7.5 Náraz větru – kompenzace stříhu větru působícího na střelu mezi následnými integračními kroky. Vyjadřuje se opravou rychlosti:

$$J_w = \Delta \vec{u}_A = \frac{(C_{L_\alpha} + C_{L_{\alpha^3}} \alpha_e^2 + C_{L_{\alpha^5}} \alpha_e^4) f_l I_x p (\vec{u} \times \Delta \vec{w})}{(C_{M_\alpha} + C_{M_{\alpha^3}} \alpha_e^2) m d v^2} \quad (17)$$

kde $\Delta \vec{w} = \vec{w}_t - \vec{w}_{t-\Delta t}$ a $t=0, \vec{w}_t = \vec{w}_0 = 0$ (18)

POZNÁMKA 3

Poloha střely vůči sférickému povrchu Země je uvedena v kapitole 9 ve Společných pohybových rovnicích.

8 Pohybové rovnice křídly stabilizovaných raket

Rovnice jsou popsány v průběhu čtyř fází letu – v průběhu odpálení, od odpálení do rozevření křidel, od rozevření křidel po konec pohybu, který vyžaduje pět stupňů volnosti (5 DoF) a od konce části s 5 DoF do konce fáze se 3 DoF, což je obvykle bod výbuchu hlavice. Motor obvykle pracuje od t_0 po dobu blízkou konci fáze 3 – doba konce pěti stupňů volnosti ($t_0 \leq t < t_{ESD}$). Tyto fáze byly zvoleny, aby představovaly ty části pohybu, které vyžadují významně odlišné popisy sil a momentů pro správnou simulaci podmínek skutečného letu.

8.1 Fáze 1: Od doby 0 po dobu odpálení ($t_0 \leq t < t_L$)

Počáteční fáze odpálení

Počáteční poloha těžiště \vec{X}_0 vzhledem k normální zemské souřadnicové soustavě, zrychlení a moment hybnosti pro raketu jsou následující: V průběhu fáze odpálení rakety se posuzuje síla čelního odporu (\overline{DF}), síla tahu (\overline{TF}), tíhové zrychlení a odpor způsobený třením o odpalovací zařízení.

Rovnice pohybu těžiště v průběhu fáze odpálení je dána vztahem:

$$\vec{F} = m \vec{u} = (\overline{DF} + \overline{TF}) + m|\vec{g}|(-\sin QE - \mu_f \cos QE)\vec{x}_0 \quad (19)$$

POZNÁMKA 4

V této fázi se raketa nepohne před $t = t_{FM}$ a její pohyb je omezen jen ve směru vpřed, tj. dle rovnice (19):

$\vec{F} \equiv \vec{0}$ pro $t \leq t_{FM}$ nebo vždy, když: $\vec{F} < \vec{0}$, kde zrychlení vlivem čelního odporu je:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi i \rho d^2}{8m}\right) C_{D_0} v^2 \vec{x}_0 \quad (20)$$

Zrychlení vlivem tahu je:

$$\frac{\overline{TF}}{m} = \frac{(f_r \dot{m}_f I_{SP} + (P_r - P) A_e)}{m} \vec{x}_0 \quad (21)$$

Tíhové zrychlení (\vec{g}) a poloha (\vec{X}_0) jsou uvedeny ve Společných pohybových rovnicích.

Počáteční moment hybnosti v okamžiku odpálení t_L

V čase t_L je dosaženo počátečního momentu hybnosti rakety. Počáteční úhlová rychlost (rotace) rakety kolem osy \vec{x} je $P_{(t_L)}$; $\omega_{y_{(t_L)}}$ a $\omega_{z_{(t_L)}}$ jsou příčné úhlové rychlosti

rakety v čase t_L . Veličiny $\omega_{y(u)}$ a $\omega_{z(u)}$ se používají pro sesouhlasení se skutečným úhlovým chováním rakety. Počáteční hodnota $\vec{H}_{(t_L)}$ je dána:

$$\vec{H}_{(t_L)} = I_{(u)} P_{(t_L)} \vec{x}_{(t_L)} + I_{Y(u)} \begin{bmatrix} -\omega_{y(u)} \sin QE \cos \Delta AZ - \omega_{z(u)} \sin \Delta AZ \\ +\omega_{y(u)} \cos QE \\ -\omega_{y(u)} \sin QE \sin \Delta AZ + \omega_{z(u)} \cos \Delta AZ \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\text{kde } \vec{x}_{(t_L)} = \vec{x}_0 \quad (23)$$

8.2 Fáze 2: Od doby odpálení do doby rozevření křídel rakety ($t_L \leq t \leq t_{FO}$)

Používají se aerodynamické charakteristiky pro rakety se sevřenými křídly.

Pohybová rovnice těžiště tělesa

Pohyb těžiště tělesa je součtem zrychlení působících na těleso a je popsán vztahem:

$$\vec{F} = m\dot{\vec{u}} = \overline{DF} + \overline{LF} + \overline{MF} + \overline{PDF} + \overline{TF} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (24)$$

kde zrychlení vlivem sil čelního odporu je:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho d^2}{8m}\right) \left(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}(\alpha)^2\right) v\vec{v} \quad (25)$$

Zrychlení vlivem vztlakových sil je:

$$\frac{\overline{LF}}{m} = \left(\frac{\pi\rho d^2 f_L}{8m}\right) \left(C_{L_u} + C_{L_{\alpha^3}}(\alpha)^2\right) (v^2 \vec{x} - (\vec{v} \cdot \vec{x}) \vec{v}) \quad (26)$$

Zrychlení vlivem Magnusových sil je:

$$\frac{\overline{MF}}{m} = -\frac{\pi\rho d^3 C_{mag-f}}{I_x 8m} (\vec{H} \cdot \vec{x}) (\vec{x} \times \vec{v}) \quad (27)$$

Zrychlení vlivem tlumící síly klopení:

$$\frac{\overline{PDF}}{m} = \left(\frac{\pi\rho d^3 (C_{N_q} + C_{N_\alpha})}{I_y 8m}\right) v (\vec{H} \times \vec{x}) \quad (28)$$

Zrychlení vlivem tahové síly je:

$$\frac{\overline{TF}}{m} = \frac{(f_T \dot{m}_f I_{SP} + (P_r - P) A_e) \vec{x}}{m} \quad (29)$$

POZNÁMKA 5

Tíhové zrychlení a Coriolisovo zrychlení jsou uvedeny v kapitole 9 Společné pohybové rovnice. Parametr \dot{m}_f je popsán v příloze C nebo D.

Rovnice momentu hybnosti tělesa

Moment hybnosti tělesa je součtem momentů působících na těleso a je dán:

$$\dot{\vec{H}} = \overline{OM} + \overline{PDM} + \overline{MM} + \overline{SDM} + \overline{FCM} + \overline{AJDM} + \overline{TJDM} \quad (30)$$

kde změna momentu hybnosti vyvolaná vlivem klopného momentu je:

$$\overline{OM} = \left(\frac{\rho d^3 \pi}{8} \right) (C_{M_q} + C_{M_{\alpha^3}} \alpha^2) v (\vec{v} \times \vec{x}) \quad (31)$$

Změna momentu hybnosti vlivem tlumícího momentu klopní je:

$$\overline{PDM} = \left(\frac{\rho d^4 \pi}{8 I_y} \right) (C_{M_q} + C_{M_{\alpha}}) v [\vec{H} - (\vec{H} \cdot \vec{x}) \vec{x}] \quad (32)$$

Změna momentu hybnosti vyvolaná vlivem Magnusova momentu je:

$$\overline{MM} = - \left(\frac{\rho d^4 \pi}{8 I_x} \right) C_{M_{\alpha-m}} (\vec{H} \cdot \vec{x}) [(\vec{v} \cdot \vec{x}) \vec{x} - \vec{v}] \quad (33)$$

Změna momentu hybnosti vyvolaná vlivem tlumícího momentu rotace je:

$$\overline{SDM} = \left(\frac{\rho d^4 \pi}{I_x 8} \right) C_{spin} v (\vec{H} \cdot \vec{x}) \vec{x} \quad (34)$$

Změna momentu hybnosti vyvolaná vlivem momentu zkosení stabilizátoru je:

$$\overline{FCM} = \left(\frac{\rho d^3 \pi}{8} \right) C_{l_s} \varepsilon v^2 \vec{x} \quad (35)$$

Změna momentu hybnosti vyvolaná vlivem momentu útlumu axiálního proudění je:

$$\overline{AJDM} = \left(\frac{\dot{m} r_{ne}^2}{2 I_x} \right) (\vec{H} \cdot \vec{x}) \vec{x} \quad (36)$$

Změna momentu hybnosti vyvolaná vlivem momentu útlumu příčného proudění je:

$$\overline{TJDM} = \left(\frac{\dot{m} r_e r_t}{I_y} \right) [\vec{H} - (\vec{H} \cdot \vec{x}) \vec{x}] \quad (37)$$

POZNÁMKA 6

Účinky změn hmotnosti v průběhu hoření jsou uvedeny v přílohách C nebo D.

Moment hybnosti a jednotkový vektor podél podélné osy v čase t je:

$$\vec{H} = \vec{H}_{(t_L)} + \int_{t_L}^t \dot{\vec{H}} dt \quad (38)$$

$$\vec{x} = \vec{x}_{(t_L)} + \int_{t_L}^t \dot{\vec{x}} dt \quad (39)$$

kde $\vec{H}_{(t_L)}$ je definováno v rovnici (22) a $\vec{x}_{(t_L)} = \vec{x}_0$ (40)

$$a \quad \dot{\vec{x}} = \frac{(\vec{H} \times \vec{x})}{I_y} \quad (41)$$

POZNÁMKA 7

Při integrování rovnic pohybu v průběhu fáze s 5 DoF se musí velikost jednotkového vektoru \vec{x} normalizovat na hodnotu 1.

Úhel náběhu symetrického tuhého tělesa (α) je úhel sevřený mezi (\vec{x}) a (\vec{v}) . Úhel náběhu je definován jako kladná veličina a jeho velikost je dána:

$$\alpha = \arccos \left[\frac{(\vec{v} \cdot \vec{x})}{|\vec{v}|} \right] \quad (42)$$

Směr úhlu náběhu (ψ) je úhel mezi rovinou procházející vektory (\vec{v}) , (\vec{x}) a svíslou rovinou obsahující (\vec{v}) , měřený ve směru pohybu hodinových ručiček. Směr úhlu náběhu je dán vztahem:

$$\psi = \arctan \left[\frac{(v_1 x_3 - v_3 x_1) v}{v_1 (v_1 x_2 - v_2 x_1) - v_3 (v_2 x_3 - v_3 x_2)} \right] \quad (43)$$

8.3 Fáze 3: Od doby rozevření křídel rakety do doby konce pěti stupňů volnosti ($t_{FO} \leq t \leq t_{ESD}$).

Stejně jako v rovnicích při ($t_L \leq t \leq t_{FO}$), s aerodynamikou pro raketu s rozevřenými křídly. Definuje se čas t_{ESD} , který nastane krátce po dohoření motoru (t_{BO}), aby bylo umožněno sestavení aerodynamiky.

8.4 Fáze 4: Doba od konce pěti stupňů volnosti ($t > t_{ESD}$).

Použijí se rovnice hmotného bodu.

Těžiště střely je:

$$\vec{F} = m\dot{\vec{u}} = \overline{D\vec{F}} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (44)$$

kde zrychlení vlivem sil čelního odporu je:

$$\frac{\overline{D\vec{F}}}{m} = - \left(\frac{\pi \rho i d^2}{8m} \right) C_D v \vec{v} \quad (45)$$

POZNÁMKA 8

Veličiny \vec{g} , \vec{u} a $\vec{\Lambda}$ jsou uvedeny v kapitole 9 Společné pohybové rovnice.

9 Společné pohybové rovnice

9.1 Rovnice zrychlení.

Tíhové zrychlení je:

$$\vec{g} = -g_0 (R^2 / r^3) \vec{r} = -g_0 \begin{bmatrix} \frac{X_1}{R} \\ 1 - \frac{2X_2}{R} \\ \frac{X_3}{R} \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$\text{kde } g_0 = 9,80665 [1 - 0,0026 \cos(2lat)] \quad (47)$$

$$\vec{r} = \vec{X} - \vec{R} \quad (48)$$

$$\vec{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ -R \\ 0 \end{bmatrix} \quad (49)$$

a $R = 6,356766 \times 10^6$ metrů.

Zrychlení vlivem Coriolisovy síly je:

$$\vec{\Lambda} = -2(\vec{\omega} \times \vec{u}) \quad (50)$$

$$\text{Kde } \vec{\omega} = \begin{bmatrix} \Omega \cos(lat) \cos(AZ) \\ \Omega \sin(lat) \\ -\Omega \cos(lat) \cos(AZ) \end{bmatrix} \quad (51)$$

$$\text{a } \Omega = 7,292 \times 10^{-5} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

POZNÁMKA 9

Pro jižní polokouli je lat záporné.

Poloha střely nebo rakety vzhledem k zemským osám je dána:

$$\vec{X} = \vec{X}_0 + \int_0^t \vec{u} dt \quad (52)$$

$$\text{kde } \vec{X}_0 = \begin{bmatrix} l_w \cos(QE) \cos(\Delta AZ) \\ X_{2w} + l_w \sin(QE) \\ l_w \cos(QE) \sin(\Delta AZ) \end{bmatrix} \quad (53)$$

je poloha ústí hlavně, tj. počáteční poloha těžiště střely nebo rakety. Pro rakety je $l_w = 0$.

Poloha střely nebo rakety vzhledem ke sférickému povrchu Země je dána aproximací:

$$\vec{E} = \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ E_3 \end{bmatrix} \quad (54)$$

kde:

$$E_1 = R \times \sin^{-1} \left(\frac{X_1}{\sqrt{X_1^2 + (R + X_2)^2}} \right) \quad (55)$$

$$E_2 = \sqrt{X_1^2 + X_3^2 + (R + X_2)^2} - R \quad (56)$$

$$E_3 = R \times \sin^{-1} \left(\frac{X_3}{\sqrt{X_3^2 + (R + X_2)^2}} \right) \quad (57)$$

Rychlost střely nebo rakety vzhledem k souřadnicovým osám pevně vztaženým k zemi v čase t je:

$$\vec{u} = \vec{u}_0 + \int_0^t \dot{\vec{u}} dt \quad (58)$$

$$\text{kde } \vec{u}_0 = \begin{bmatrix} u_0 \cos(QE) \cos(\Delta AZ) \\ u_0 \sin(QE) \\ u_0 \cos(QE) \sin(AZ) \end{bmatrix} \quad (59)$$

Rychlost střely nebo rakety vzhledem ke sférickému povrchu Země je dána aproximací:

$$\dot{\vec{E}} = \begin{bmatrix} \dot{E}_1 \\ \dot{E}_2 \\ \dot{E}_3 \end{bmatrix} \quad (60)$$

kde:

$$\dot{E}_1 = \frac{\delta(E_1)}{\delta t} = R \times \frac{\frac{u_1}{\sqrt{X_1^2 + (X_2 + R)^2}} - \frac{X_1 [X_1 u_1 + (X_2 + R) u_2]}{[X_1^2 + (X_2 + R)^2]^{3/2}}}{\sqrt{1 - \frac{X_1^2}{X_1^2 + (X_2 + R)^2}}} \quad (61)$$

$$\dot{E}_2 = \frac{\delta(E_2)}{\delta t} = \frac{[X_1 u_1 + X_3 u_3 + (X_2 + R) u_2]}{\sqrt{X_1^2 + X_3^2 + (X_2 + R)^2}} \quad (62)$$

$$\dot{E}_3 = \frac{\delta(E_3)}{\delta t} = R \times \frac{\frac{u_1}{\sqrt{X_3^2 + (X_2 + R)^2}} - \frac{X_3 [X_3 u_3 + (X_2 + R) u_2]}{[X_3^2 + (X_2 + R)^2]^{3/2}}}{\sqrt{1 - \frac{X_3^2}{X_3^2 + (X_2 + R)^2}}} \quad (63)$$

Rychlost střely nebo rakety ve vzduchu je dána:

$$\vec{v} = \vec{u} - \vec{w} \quad (64)$$

a Machovo číslo: $M = v \cdot a^{-1}$ (65)

kde rychlost zvuku a je: $a = \left[\frac{\gamma P}{\rho} \right]^{1/2} = 20,046796 (T_v + 273,15)^{1/2}$ (66)

γ = poměr měrných tepelných kapacit vzduchu (Poissonova konstanta)

P = tlak vzduchu

$$\rho = \text{hustota vzduchu} = \frac{0,003483678761 P}{T_v + 273,15} \quad (67)$$

T_v = virtuální teplota

POZNÁMKA 10

Hodnoty používané v rovnicích (66) a (67) jsou uvedeny ve STANAG 6022.

10 Rovnice pohybu dopravních palet shazovaných z letadla

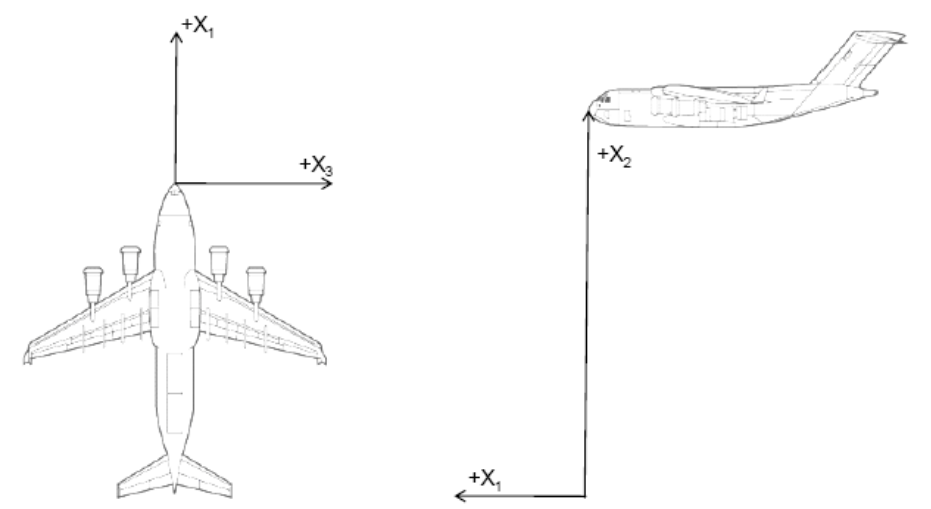
Rovnice pohybu dopravních palet shazovaných z letadla jsou sestaveny pro pět fází letu, tedy pro pohyb palety z klidového stavu po nákladové palubě letadla, pohyb z letadlové rampy do opuštění rampy, od opuštění letadla do konce stabilizace volného pádu (rozvinutí hlavního padáku), naplnění hlavního padáku a od konce naplnění hlavního padáku až po dopad na zem.

Tyto fáze byly zvoleny k reprezentaci těch částí pohybu, které vyžadují významně odlišné popisy sil a momentů pro správnou simulaci aktuálních letových podmínek.

Souřadnicové sítě

Všechny vektory jsou uváděny v pravotočivém, ortonormálním, kartézském souřadnicovém systému. Počátkem souřadnicového systému je bod na zemi, do kterého se promítá před nákladního letounu. Počáteční orientací letounu je volný pohyb okolo os X_2 (bočení) a X_3 (klopení). Rotace okolo osy X_1 (otáčení) se nedovoluje a vždy se předpokládá nulová rychlost klonění (křídla jsou rovnoběžná se zemí).

Kladné hodnoty jsou definovány v kapitole 6 – Pohybové rovnice střel a raket.

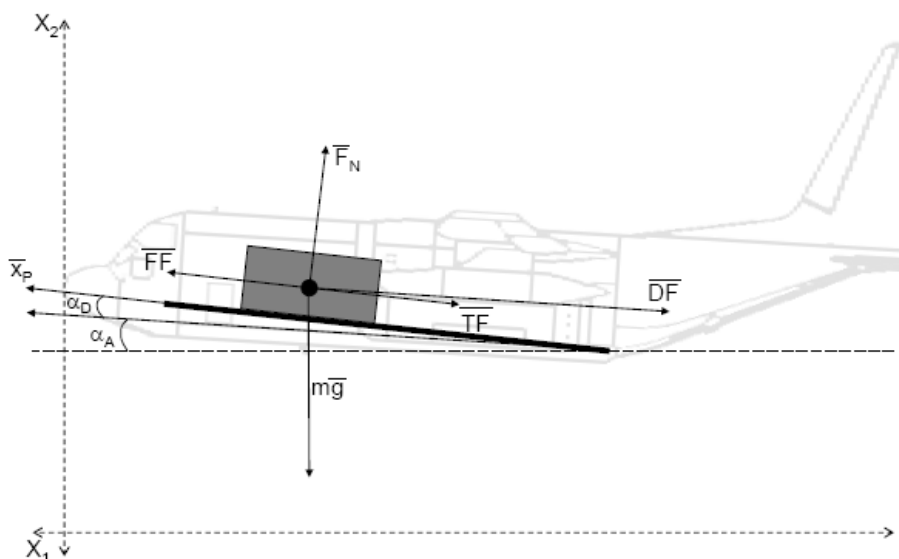


Obrázek 2 – Kladné směry souřadnicového systému shozu palet

Fáze 1: Doba od začátku pohybu do okamžiku na palubní rampě ($t_0 \leq t \leq t_{AR}$)

Z klidového stavu do přemístění na palubní rampu.

Fáze začíná v čase nula, když se paleta začne pohybovat uvnitř letadla z počáteční klidové polohy a končí, když těžiště palety dosáhne konce nákladového prostoru. V průběhu této fáze je pohyb palety možný pouze po délce paluby nákladního prostoru.



Obrázek 3 – Situace od okamžiku 0 do doby dosažení konce nákladové paluby

Počáteční poloha a zrychlení těžiště systému paleta/padák vzhledem k normální zemské souřadnicové soustavě jsou následující:

Počáteční poloha palety vzhledem k normální zemské souřadnicové soustavě je dána:

$$\vec{X}_0 = \begin{bmatrix} X_1 + L_i [\cos(\alpha_A + \alpha_D) \cos \Delta AZ] \\ X_2 + L_i \sin(\alpha_A + \alpha_D) \\ X_3 + L_i [\cos(\alpha_A + \alpha_D) \sin \Delta AZ] \end{bmatrix} \quad (68)$$

kde

L_i = počáteční poloha, X_1 je směr pohybu palety v letadle (69)

Během této fáze působí jak síla odporu výtažného padáku (\overrightarrow{DF}) nebo tlačná síla obsluhy (\overrightarrow{TF}) při vytlačování palety, třecí síla mezi ližinami palety a palubou nákladového prostoru (\overrightarrow{FF}), tak i normálová síla letounu působící na paletu, tíhové a Coriolisovo zrychlení. V počátku je paleta v klidu jak vzhledem k letounu, tak i vzhledem k jeho nákladové palubě. Rovnice pohybu těžiště palety v této fázi jsou dány takto:

$$\vec{F} = m \vec{u} = \overrightarrow{DF} + \overrightarrow{TF} + \overrightarrow{FF} + \overrightarrow{F_N} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (70)$$

kde:

hmotnost systému paleta/padáček je:

$$m = m_p + m_d + m_m \quad (71)$$

zrychlení vyvolané působením síly výtažného padáku je:

$$\frac{\overrightarrow{DF}}{m} = \left(\frac{\rho C_{D0D} S_{0D} i_D}{2m} \right) v(-\vec{v}) \quad (72)$$

kde:

C_{D0D} = koeficient odporu výtažného padáku,

S_{0D} = plocha příčného průřezu výtažného padáku,

i_D = koeficient tvaru výtažného padáku.

Zrychlení vyvolané působením tlačné síly obsluhy je:

$$\frac{\overrightarrow{TF}}{m} = \left(\frac{F_{MP}}{m} \right) (-\vec{x}_p) \quad (73)$$

kde:

F_{MP} = funkce tlačné síly. Bude stanovena.

\vec{x}_p = jednotkový vektor pohybu palety je dán jako:

$$\vec{x}_p = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_A + \alpha_D) \cos \Delta AZ \\ \sin(\alpha_A + \alpha_D) \\ \cos(\alpha_A + \alpha_D) \sin \Delta AZ \end{bmatrix} \quad (74)$$

kde:

α_A = úhel podélné osy trupu letadla vzhledem k horizontu,

α_D = úhel mezi palubou nákladového prostoru letadla a podélnou osou trupu letadla.

Zrychlení vyvolané třením mezi paletou a palubou nákladového prostoru je:

$$\frac{\overrightarrow{FF}}{m} = \left(\frac{\mu_f F_N}{m} \right) \vec{x}_p \quad (75)$$

kde:

μ_f = koeficient kluzného tření (viz kapitola 8),

$\overrightarrow{F_N}$ = normálová síla mezi paletou a palubou nákladového prostoru, která je dána jako:

$$\overrightarrow{F_N} = \left[(\overrightarrow{DF} + m\vec{g}) \cdot (-\vec{x}_N) \right] \vec{x}_N + \left[(\overrightarrow{DF} + m\vec{g}) \cdot (-\vec{x}_S) \right] \vec{x}_S \quad (76)$$

kde síly \vec{x}_N v normálovém směru zabraňují paletě v sesunutí (pádu) z paluby letadla a stranové síly (ve směru \vec{x}_S) zabraňují sklouznutí palety z vodících ramp na palubě.

\vec{x}_S je kolmá jak na \vec{x}_p tak i na \vec{x}_N ; a definuje se jako $\vec{x}_S = \vec{x}_p \times \vec{x}_N$ a $F_N \geq 0$.

Je-li normálová síla záporná, pak paleta opouští palubu a rovnice pro tuto fázi už neplatí.

\vec{x}_N = jednotkový normálový vektor, kolmý k rovině pohybu palety, s kladným směrem směřujícím ke stropu letadla.

$$\vec{x}_N = \begin{bmatrix} -\sin(\alpha_A + \alpha_D) \cos \Delta AZ \\ \cos(\alpha_A + \alpha_D) \\ -\sin(\alpha_A + \alpha_D) \sin \Delta AZ \end{bmatrix} \quad (77)$$

Tíhové zrychlení (g) a Coriolisovo zrychlení (Λ) – viz kapitola 9.

Fáze 1 končí v čase $t = t_{AR}$, který je definován okamžikem, kdy těžiště palety dosáhne konce nákladové paluby letadla. Relativní pohyb nákladové palety po nákladové palubě letadla musí být sledován a musí být splněny následující předpoklady:

– Rychlost letadla je konstantní a rovná se její počáteční hodnotě definované:

$$\dot{\vec{X}}_0 = \begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \\ \dot{X}_3 \end{bmatrix} \quad (78)$$

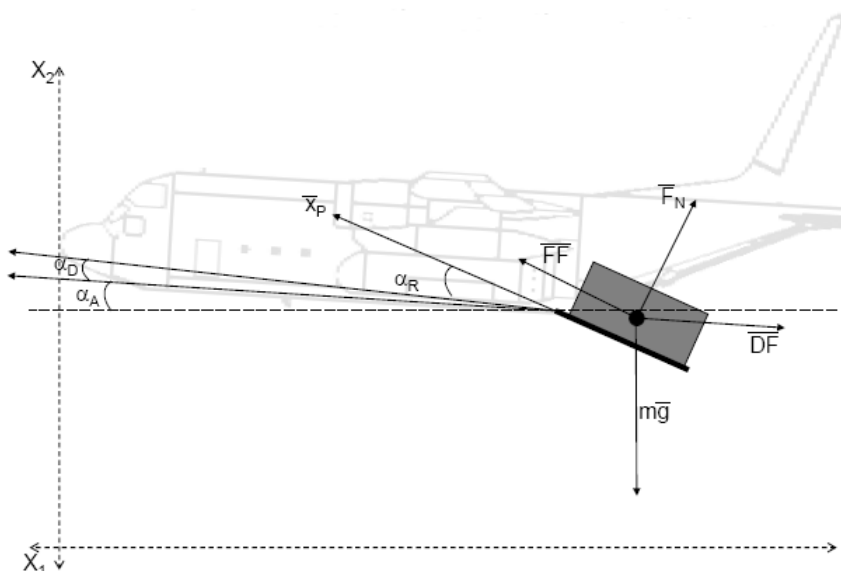
– Relativní posun palety při jejím pohybu z klidové polohy až na konec této fáze je dán:

$$L_{EP1} = L_D - L_i \quad (79)$$

Fáze 2: Doba pohybu po letadlové rampě do okamžiku výstupu z letadla

$$(t_{AR} \leq t \leq t_{AE})$$

Fáze začíná v okamžiku, kdy těžiště palety opouští konec nákladového prostoru a končí v době, kdy těžiště palety dosáhne konce letadlové rampy. To lze pro znázornění pohybu použít, je-li letadlová rampa orientována pod jiným úhlem než podlaha nákladové sekce letadla. V průběhu této fáze je pohyb palety možný jen po délce nákladové rampy letadla.



Obrázek 4 – Situace na letadlové rampě do doby opuštění letadla

Z letadlové rampy do opuštění letadla

Poloha a zrychlení těžiště systému paleta/padák vzhledem k osám normální zemské souřadnicové soustavy jsou dány následovně:

V této fázi je zahrnuta odporová síla výtažného padáku (\overrightarrow{DF}), třecí síla mezi ližinami palety a palubou nákladového prostoru letadla (\overrightarrow{FF}) a tíhové zrychlení. Paleta se pohybuje po palubě nákladového prostoru letadla k rampě. Rovnice pohybu těžiště palety v této fázi je dána rovnicí (70).

kde:

hmotnost systému paleta/padák je dána rovnicí 71;

zrychlení vyvolané odporovou silou výtažného padáku je uvedeno v rovnici 72;

zrychlení vyvolané účinkem tlačné síly obsluhy je dáno vztahem

$$\frac{\overrightarrow{TF}}{m} = 0 \quad (80)$$

zrychlení vyvolané třecí silou mezi paletou a podlahou nákladového prostoru je uvedeno v rovnici 75, kde:

\vec{x}_p = jednotkový vektor pohybu palety je definován takto:

$$\vec{x}_P = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_A + \alpha_D + \alpha_R) \cos \Delta AZ \\ \sin(\alpha_A + \alpha_D + \alpha_R) \\ \cos(\alpha_A + \alpha_D + \alpha_R) \sin \Delta AZ \end{bmatrix} \quad (81)$$

α_A = úhel podélné osy trupu letadla vzhledem k horizontu,

α_D = úhel mezi palubou nákladového prostoru letadla a podélnou osou trupu letadla.

α_R = úhel mezi osou rampy nákladového prostoru letadla a palubou nákladového prostoru letadla

a \vec{x}_N = jednotkový normálový vektor pohybu palety, který je definován jako:

$$\vec{x}_N = \begin{bmatrix} -\sin(\alpha_A + \alpha_D + \alpha_R) \cos \Delta AZ \\ \cos(\alpha_A + \alpha_D + \alpha_R) \\ -\sin(\alpha_A + \alpha_D + \alpha_R) \sin \Delta AZ \end{bmatrix} \quad (82)$$

Tíhové zrychlení (g) a Coriolisovo zrychlení (Λ) – viz kapitola 9.

Fáze 2 končí v okamžiku, kdy $t = t_{AE}$, což je definováno jako čas, kdy těžiště palety dosáhne konce nákladové rampy letadla a opustí letadlo. Relativní pohyb nákladové palety po nákladové palubě musí být sledován a musí být splněny následující předpoklady:

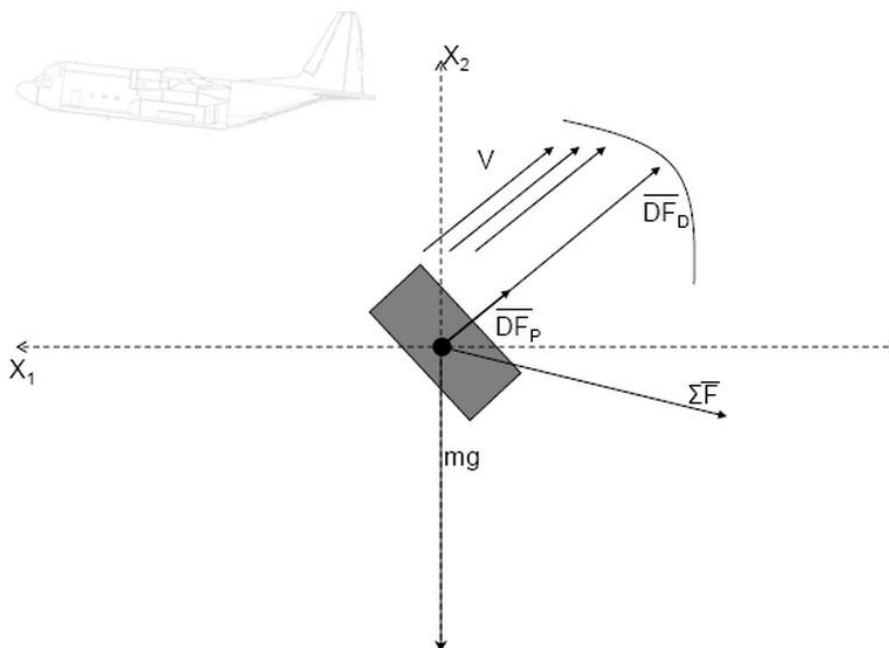
- Rychlost letadla je konstantní a rovná se její počáteční hodnotě definované v rovnici 78:
- Relativní posun palety při jejím pohybu vzhledem k počáteční klidové poloze až na konec této fáze je dán vztahem:

$$L_{EP2} = L_{EP1} + L_R \quad (83)$$

Fáze 3: Doba mezi opuštěním letadla a rozvinutím hlavního padáku ($t_{AE} \leq t \leq t_P$)

Když paleta opustí konec nákladové rampy, přestane být ovlivňována letadlem a její pohyb je při volném pádu stabilizován buď otevřeným výtažným padákem, nebo i bez něho.

Doba $t_P = 8$ sec (nejlepší odhad; rovnice je funkcí hmotnosti a výšky TBD).



Obrázek 5 – Situace v době mezi opuštěním letadla a rozvinutím hlavního padáku

Rovnice pohybu těžiště tělesa

Pohyb těžiště tělesa je součtem zrychlení působících na těleso a je dán vztahem

$$\vec{F} = m \vec{\ddot{u}} = \overline{DF}_p + \overline{DF} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (84)$$

kde hmotnost systému paleta/padáček je dána rovnicí 71 a zrychlení palety vyvolané odporovou silou je dáno vztahem

$$\frac{\overline{DF}_p}{m} = \left(\frac{\rho C_{D_{0P}} S_{0P} i_p}{2m} \right) v(-\vec{v}) \quad (85)$$

kde:

$C_{D_{0P}}$ = koeficient odporu palety,

S_{0P} = plocha příčného průřezu palety,

i_p = koeficient tvaru palety.

Zrychlení vyvolané odporovou silou výtažného padáku je dáno rovnicí 72.

Tíhové zrychlení (g) a Coriolisovo zrychlení (Λ) – viz kapitola 9.

Fáze 4: Doba od začátku otevírání hlavního padáku do jeho plného otevření

$$(t_P \leq t \leq t_M)$$

Hlavní padáček systému padáček/palety se rozvíjí po stabilizaci volného pádu. Používá aerodynamiku pro paletu bez rozvinutého výtažného padáku a postupně zvětšuje odpor hlavního padáku, tak jak se otevírá a naplňuje. Fáze končí, když je hlavní padáček plně rozvinutý.

Rovnice pohybu těžiště tělesa

Pohyb těžiště tělesa je součtem zrychlení působících na těleso a je dán rovnicí 70, kde:

$$\text{hmotnost systému paleta/padák je } m = m_P + m_m \quad (86)$$

zrychlení vyvolané odporovou silou palety je dáno rovnicí 85,

zrychlení vyvolané odporovou silou hlavního padáku je:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = \left(\frac{\rho C_{D_{oMI}} S_{oM} i_M}{2m} \right) v(-v) \quad (87)$$

kde:

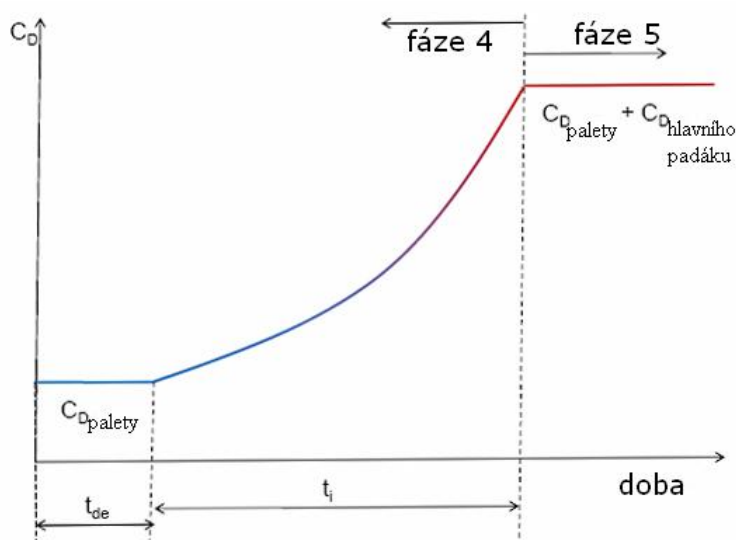
S_{oM} = plocha příčného průřezu hlavního padáku,

i_M = koeficient tvaru hlavního padáku,

$C_{D_{oMI}}$ = koeficient odporu hlavního padáku v průběhu naplňování, a je dán rovnicemi:

$$C_{D_{oMI}} = 0 \text{ pro } (t_P \leq t \leq t_P + t_{de}) \quad (88a)$$

$$C_{D_{oMI}} = \frac{C_{D_{oM}}}{t_i} \{t - (t_P + t_{de})\} \text{ pro } (t_P + t_{de} \leq t \leq t_P + t_{de} + t_i) \quad (88b)$$



Obrázek 6 – Závislost celkového koeficientu odporu na době naplňování hlavního padáku

kde: t_{de} = doba zpoždění otevírání (začátek),

t_i = doba naplnění hlavního padáku, která je dána rovnicí:

$$t_i = \frac{2D_0}{3\pi V_s \left(\frac{9}{70} - \frac{C_e}{3} \right)} \quad (89)$$

kde D_0 = obvodový průměr plně naplněného padáku,

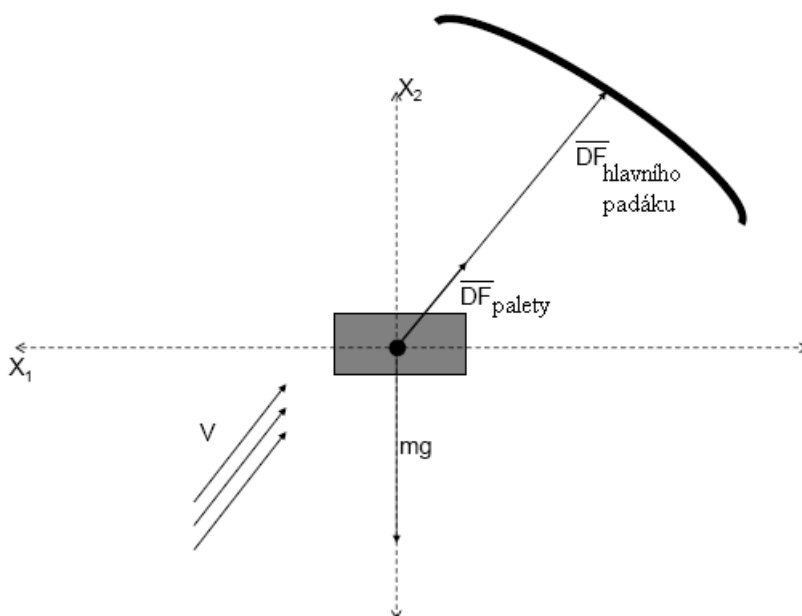
C_e = efektivní propustnost látky padáku,

V_s = rychlost na začátku naplňování ($t_P + t_{de}$)

Tíhové zrychlení (g) a Coriolisovo zrychlení (Λ) je dáno rovnicemi v kapitole 9.

Fáze 5: Doba od naplnění hlavního padáku po dosednutí palety na zem ($t_M \leq t \leq t_G$)

Systém padák/paleta má v této fázi hlavní padák plně naplněný vzduchem. Pohyb palety s rozevřeným hlavním padákem je řízen aerodynamikou systému. Systém je v rovnovážném stavu ke konečné rychlosti, narušovaném pouze změnou hustoty vzduchu a změnami rychlosti a směru větru.



Obrázek 7 – Situace v době od naplnění hlavního padáku do dosednutí palety na zem

Rovnice pohybu těžiště tělesa

Pohyb těžiště tělesa je součtem zrychlení působících na těleso a je dán rovnicí 84, kde:

hmotnost systému paleta/padák je uvedena v rovnici 85

zrychlení vyvolané odporem palety je dáno rovnicí 86,

zrychlení vyvolané odporem hlavního padáku je

$$\frac{\overline{DF}}{m} = \left(\frac{\rho C_{D_{oM}} S_{oM} i_M}{2m} \right) v (-\vec{v}) \quad (90)$$

kde:

$C_{D_{oM}}$ = koeficient odporu plně naplněného hlavního padáku,

S_{oM} = plocha příčného průřezu plně naplněného hlavního padáku,

i_M = koeficient tvaru plně naplněného hlavního padáku.

Tíhové zrychlení (g) a Coriolisovo zrychlení (Λ) je dáno rovnicemi v kapitole 9.

Seznam požadovaných doplňkových údajů pro nákladové palety shazované z letadel

(1) Fyzikální údaje	Symbol
Hmotnost palety	m_P
Hmotnost výtažného padáku nebo hmotnost zpoždovacího prvku	m_d
Hmotnost hlavního padáku	m_m
Celková délka nákladového prostoru letadla	L_D
Celková délka rampy nákladového prostoru letadla	L_R
Délka od počáteční pozice do konce 1. fáze	L_{EP1}
Délka od počáteční pozice do konce 2. fáze	L_{EP2}
Úhel trupu letadla vůči horizontu	α_A
Počáteční pozice letadla v normální zemské souřadnicové soustavě	X_1, X_2, X_3
Počáteční pozice palety v normální zemské souřadnicové soustavě	\vec{X}_0
Počáteční rychlost palety v normální zemské souřadnicové soustavě	$\dot{\vec{X}}_0$
Počáteční pozice palety v letadle ve směru X_1	L_i
Úhel mezi nákladovou palubou a trupem letadla	α_D
Plocha příčného průřezu výtažného padáku	S_{0D}
Tvarový koeficient odporu výtažného padáku	i_D
Úhel mezi rampou a palubou nákladového prostoru letadla	α_R
Plocha příčného průřezu palety	S_{0P}
Koeficient tvaru palety	i_P
Plocha příčného průřezu plně naplněného hlavního padáku	S_{0M}
Koeficient tvaru hlavního padáku (plně naplněného)	i_M
Funkce síly vyvolané tlačení. Bude určena.	F_{MP}
Obvodový průměr plně naplněného hlavního padáku	D_0
Efektivní propustnost látky padáku	C_e
Doba zpoždění naplňování hlavního padáku	t_{de}
Doba otevírání padáku	t_P
(2) Aerodynamické údaje	Symbol
Koeficient odporu výtažného padáku	C_{D_0D}
Koeficient odporu palety	C_{D_0P}
Koeficient odporu hlavního padáku v průběhu otevírání	C_{D_0MI}
Koeficient odporu plně naplněného hlavního padáku	C_{D_0M}

11 Srovnání symbolů aerodynamických koeficientů

Používají se tři rozličné úmluvy definující aerodynamické koeficienty v závislosti na systémech sil a momentů použitých při popisu pohybu těžiště střely.

Stručné srovnání symbolů uvádí tabulka 2 (na další straně). První sloupec obsahuje seznam symbolů pro aerodynamické koeficienty použité v tomto dokumentu. Tyto symboly jsou spojeny se silou čelního odporu a se vztlakovou silou, jejichž směry jsou definovány jednak vzhledem k vektoru rychlosti těžiště střely, jednak vzhledem ke směru kolmému na tento vektor (v rovině úhlu náběhu). Symboly s označením NACA jsou spojeny s osovým čelním odporem a s normálovými silami, jejichž směry jsou definovány jednak vzhledem k ose střely, jednak vzhledem k směru kolmému k této ose (rovněž v rovině úhlu náběhu).

K úplnému srovnání těchto dvou skupin symbolů se tudíž používá rotační transformace:

$$C_{D_0} = C_{x_0} \quad (91)$$

$$C_{D_{a^2}} = C_{x_{a^2}} + C_{z_{\alpha}} - \frac{1}{2} C_{x_0} \quad (92)$$

$$C_{L_{\alpha}} = C_{z_{\alpha}} - C_{x_0} \quad (93)$$

$$C_{L_{a^3}} = C_{z_{a^3}} - \frac{1}{2} C_{z_{\alpha}} + C_{x_{a^2}} \quad (94)$$

Symboly s označením „balistické“ jsou uvedeny v poněkud modernizovaném tvaru, neboť jejich původní tvar neumožňoval vyjádření závislosti aerodynamických sil na velikosti úhlu náběhu. K originálním symbolům byly připojeny indexy 0, a, a² a a³ použitím stejného postupu, jaký je používán v letecké aerodynamice.

POZNÁMKA 11

V rovnicích (92) a (94) byl pro malý úhel přijat předpoklad, že $\cos \alpha = (1 - \sin^2 \alpha)^{\frac{1}{2}}$, což se přibližně rovná $1 - \frac{1}{2} \alpha^2$. Jestliže se místo toho předpokládá, že $\cos \alpha$ se přibližně rovná 1, pak (92) a (94) lze upravit na tvar $C_{D_{a^2}} = C_{x_{a^2}} + C_{z_{\alpha}}$ a $C_{L_{a^3}} = C_{z_{a^3}}$. Použijí-li se koeficienty vyššího řádu, např. $C_{D_{a^4}}$ a $C_{L_{a^5}}$, mohou se vztahy (92) a (94) použít se zanedbatelným účinkem na přesnost. Předpokládá se, že osová síla čelního odporu i síla odporu \overline{DF} použitá v tomto standardu působí ve stejném směru.

TABULKA 2 – Symboly aerodynamických koeficientů

Symbol	Jiné symboly		Vztah mezi C a K	Definice
	NACA	Balistické		
C_{D_0}	C_{x_0}	K_{D_0}	$K_{D_0} = \frac{\pi}{8} C_{D_0}$	Koeficient čelního odporu pro nulový úhel náběhu
$C_{D_{\alpha^2}}$	$C_{x_{\alpha^2}}$	$K_{D_{\alpha^2}}$	$K_{D_{\alpha^2}} = \frac{\pi}{8} C_{D_{\alpha^2}}$	Kvadratický koeficient čelního odporu závislý na úhlu náběhu
$C_{D_{\alpha^4}}$	$C_{x_{\alpha^4}}$	$K_{D_{\alpha^4}}$	$K_{D_{\alpha^4}} = \frac{\pi}{8} C_{D_{\alpha^4}}$	Kvartický koeficient čelního odporu závislý na úhlu náběhu
$C_{L_{\alpha}}$	$-C_{z_{\alpha}}$	$K_{L_{\alpha}}$	$K_{L_{\alpha}} = \frac{\pi}{8} C_{L_{\alpha}}$	Koeficient vztlakové síly
$C_{L_{\alpha^3}}$	$C_{z_{\alpha^3}}$	$K_{L_{\alpha^3}}$	$K_{L_{\alpha^3}} = \frac{\pi}{8} C_{L_{\alpha^3}}$	Kubický koeficient vztlakové síly
$C_{L_{\alpha^5}}$	$C_{z_{\alpha^5}}$	$K_{L_{\alpha^5}}$	$K_{L_{\alpha^5}} = \frac{\pi}{8} C_{L_{\alpha^5}}$	Kvintický koeficient vztlakové síly
$C_{M_{\alpha}}$	$C_{M_{\alpha}}$	$K_{M_{\alpha}}$	$K_{M_{\alpha}} = \frac{\pi}{8} C_{M_{\alpha}}$	Koeficient klopného momentu
$C_{M_{\alpha^3}}$	$C_{M_{\alpha^3}}$	$K_{M_{\alpha^3}}$	$K_{M_{\alpha^3}} = \frac{\pi}{8} C_{M_{\alpha^3}}$	Kubický koeficient klopného momentu
C_{mag-f}	$C_{y_{pa}}$	K_F	$K_F = -\frac{\pi}{8} C_{mag-f}$	Koeficient Magnusovy síly
C_{mag-m}	$C_{n_{pa}}$	K_T	$K_T = -\frac{\pi}{8} C_{mag-m}$	Koeficient Magnusova momentu
$(C_{N_q} + C_{N_{\dot{\alpha}}})$	$(C_{Z_q} + C_{Z_{\dot{\alpha}}})$	K_S	$K_S = -\frac{\pi}{8} (C_{N_q} + C_{N_{\dot{\alpha}}})$	Koeficient tlumící síly rotace
$(C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}})$	$(C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}})$	K_H	$K_H = -\frac{\pi}{8} (C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}})$	Koeficient tlumícího momentu
C_{spin}	C_{l_p}	K_A	$K_A = -\frac{\pi}{8} C_{spin}$	Koeficient tlumícího momentu rotace
$C_{l_{\delta}}$	bez rozměru	K_E	$K_E = \frac{\pi}{8} C_{l_{\delta}}$	Koeficient zkosení stabilizátoru

POZNÁMKA 12

Speciální symboly C_{mag-f} a C_{spin} jsou použity náhradou za $C_{N_{pa}}$ a C_{lp} proto, aby se předešlo nedorozumění, neboť tyto symboly se v publikovaných datech používají v rozdílném významu (zejména v GBR a v USA).

Platí:

$$C_{mag-f} = C_{N_{pa}} \text{ pro bezrozměrná data používající } \frac{pd}{v} \quad (95a)$$

$$C_{mag-f} = \frac{1}{2} C_{y_{pa}} \text{ pro bezrozměrná data používající } \frac{pd}{2v} \quad (95b)$$

$$C_{mag-m} = C_{M_{pa}} \text{ pro bezrozměrná data používající } \frac{pd}{v} \quad (96a)$$

$$C_{mag-m} = \frac{1}{2} C_{n_{pa}} \quad \text{bezrozměrná data používající } \frac{pd}{2v} \quad (96b)$$

$$C_{spin} = C_{lp} \quad \text{pro bezrozměrná data používající } \frac{pd}{v} \quad (97a)$$

$$C_{spin} = \frac{1}{2} C_{lp} \text{ pro bezrozměrná data používající } \frac{pd}{2v} \quad (97b)$$

12 Seznam požadovaných údajů

TABULKA 3 – Seznam požadovaných údajů

Požadavky na fyzikální údaje	Stabilizace křídly	Stabilizace rotací
Počáteční rychlost střely vůči zemi	u_0	u_0
Stoupání drážek vývrtu na ústí	—	t_c
Počáteční hmotnost střely se zapalovačem	m_0	m_0
Referenční hmotnost střely se zapalovačem	m_r	m_r
Referenční průměr	d	d
Počáteční osový moment setrvačnosti	I_{x_0}	I_{x_0}
Osová úhlová rychlost rakety v (t_L)	$p_{(t_L)}$	—
Osový moment setrvačnosti v (t_L)	$I_{X(t_L)}$	—
Počáteční příčný moment setrvačnosti	I_{y_0}	—
Příčný moment setrvačnosti v (t_L)	$I_{Y(t_L)}$	—

Požadavky na fyzikální údaje	Stabilizace křídly	Stabilizace rotací
Měrný impuls pohonné hmoty rakety (t_i)	I_{SP}	–
Hmotnostní průtok pohonné hmoty rakety	\dot{m}_f	–
Koeficient tření	μ_f	–
Úhel zkosení stabilizátoru	ε	–
Vzdálenost mezi těžištěm tělesa a výstupním průřezem trysky motoru	r_e	–
Poloměr výstupního proudu hmotnosti ve výstupním průřezu trysky motoru	r_{me}	–
Vzdálenost mezi těžištěm tělesa a kritickým průřezem trysky motoru	r_t	–
Koeficient čelního odporu pro nulový úhel náběhu	C_{D_0}	C_{D_0}
Kvadratický koeficient čelního odporu závislý na úhlu náběhu	$C_{D_{\alpha^2}}$	$C_{D_{\alpha^2}}$
Kvartický koeficient čelního odporu závislý na úhlu náběhu	–	$C_{D_{\alpha^4}}$
Celkový koeficient čelního odporu	C_D	–
Koeficient vztlakové síly	C_{L_α}	C_{L_α}
Kubický koeficient vztlakové síly	$C_{L_{\alpha^3}}$	$C_{L_{\alpha^3}}$
Kvintický koeficient vztlakové síly	–	$C_{L_{\alpha^5}}$
Koeficient Magnusovy síly	C_{mag-f}	C_{mag-f}
Koeficient klopného momentu	C_{M_α}	C_{M_α}
Kubický koeficient klopného momentu	$C_{M_{\alpha^3}}$	$C_{M_{\alpha^3}}$
Koeficient momentu tlumicího rotaci	C_{spin}	C_{spin}
Koeficient Magnusova momentu	C_{mag-m}	–
Koeficient momentu tlumicího klopení	$C_{M_q} + C_{M_{\dot{\alpha}}}$	–
Koeficient tlumící síly klopení	$C_{N_q} + C_{N_{\dot{\alpha}}}$	–
Koeficient momentu zkosení stabilizátoru	C_{I_δ}	–

Požadavky na fyzikální údaje	Stabilizace křídly	Stabilizace rotací
Oprava náměru		
Koeficient tvaru	i	i
Balistický koeficient	–	C
Opravy Machova čísla	–	–
Koeficient tahu	f_T	–
Koeficient čelního odporu	–	f_D
Opravy náměru a Machova čísla	–	–
Oprava směru – rozdíl mezi skutečnou a vypočítanou odchylkou – pro křídly stabilizované rakety	$\Delta(\Delta AZ)$	–
Koeficient vztlaku	f_L	f_L
Koeficient odporu závislý na úhlu náběhu	–	Q_D
Magnusův koeficient	–	Q_M
Plocha výstupního průřezu trysky motoru	A_e	–
Příčná vertikální úhlová rychlost tělesa v t_L	ω_{y_L}	–
Příčná horizontální úhlová rychlost tělesa v t_L	ω_{z_L}	–
Úprava doby letu – rozdíl mezi skutečnou a vypočítanou dobou letu	$\Delta T_o F$	$\Delta T_o F$

POZNÁMKA 13

Aerodynamické koeficienty pro rakety stabilizované křídly se požadují pro sklopenou i rozevřenou sestavu křídel.

PŘÍLOHY

Tvary vstupních údajů pro řízení palby

A.1 Aerodynamické koeficienty

Aerodynamické koeficienty jsou vyjádřeny jako funkce Machova čísla. Mají tvar polynomů nejvýše čtvrtého stupně. Jsou definovány pro pásma Machova čísla, od $M_{MAX_{i-1}}$ do M_{MAX_i} .

Každý aerodynamický koeficient je popsán pomocí řady polynomů ve tvaru:

$$C_i = a_0 + a_1M + a_2M^2 + a_3M^3 + a_4M^4 \quad (\text{A.1})$$

kde C_i je konkrétní aerodynamický koeficient, M je Machovo číslo.

A.2 Opravný koeficient

a) Funkce náměru:

Koeficient tvaru (i) nebo balistický koeficient (C) a koeficient vztlaku (f_L) se pro každou náplň udávají následovně:

$$f = a_0 = a_1(QE) + a_2(QE)^2 + a_3(QE)^3 \quad (\text{A.2})$$

kde $f = i, C$ nebo f_L .

Opravný koeficient odporu závislý na úhlu náběhu (Q_D) a koeficient Magnusovy síly (Q_M) se uvádějí jako konstanty (viz Tabulka A.1).

b) Funkce Machova čísla:

Koeficient odporu f_D a koeficient vztlaku f_L jsou kvartické polynomy Machova čísla. Opravný koeficient odporu závislý na úhlu náběhu (Q_D) a koeficient Magnusovy síly (Q_M) se uvádějí jako konstanty (viz Tabulka A.1).

c) Funkce vypočítaného času:

Modelování času použité v tomto standardu může vyžadovat pro každou náplň opravu vypočítané doby letu následovně:

$$T = t + a_0 + a_1t + a_2t^2 + a_3t^3 \quad (\text{A.3})$$

kde T je opravená doba letu a t je vypočítaná doba letu.

Koeficienty v rovnicích pro sesouhlasení s výsledky střelby

Používají se dva systémy oprav – náměr nebo Machovo číslo, jak je uvedeno v následující tabulce:

TABULKA A.1 – Základní údaje oprav

Oprava	Údaje oprav jako funkce	
	Náměru (jedna funkce pro každou náplň)	Machovo číslo (stejná funkce pro všechny náplně)
Dálky prvního řádu, všechny náměry	*Koeficient tvaru: i (Koeficient odporu: $f_D = 1$)	Koeficient čelního odporu: f_D (Koeficient tvaru: $i = 1$)
Derivace	Koeficient vztlaku: f_L	Koeficient vztlaku: f_L
Dálky druhého řádu, strmá dráha	Koeficient odporu závislý na úhlu náběhu: Q_D	Koeficient odporu závislý na úhlu náběhu: Q_D
Výška vrcholu a doba letu	Koeficient Magnusovy síly: Q_M	Koeficient Magnusovy síly: Q_M

POZNÁMKA 14

* V mnoha zemích se používá jako opravný faktor balistický koeficient $C = \frac{m_r}{i \cdot d^2}$ namísto bezrozměrného koeficientu tvaru i .

Pro kompenzaci aproximací použitých v rovnicích pohybu, aerodynamických koeficientů, raket, střel, pomocných raketových motorů a generátorů dnového výtoku plynů se používají koeficienty uvedené v tabulce A.2 pro dosažení shody mezi vypočítanými a experimentálně zjištěnými výsledky střelb.

TABULKA A.2 – Opravné koeficienty pro sesouhlasení s experimentálně zjištěnými výsledky střelb

Údaje ze střelb	Opravné koeficienty			
	5 stupňů volnosti	Modifikovaný hmotný bod		
		Křídly stabilizované rakety	Střely	Střely s přídavným RM
Doba hoření motoru	$f_{BT_p} \equiv 0$ $f_{BT_p} \equiv 0$	$f_{BT_p} \equiv 0$ $f_{BT_p} \equiv 0$	$f_{BT_p} *$ $f_{BT_p} \equiv 0$	f_{BT_p} f_{BT_p}
Rychlost po dohoření raketového motoru	f_T	$f_T \equiv 0$	f_T	$f_T \equiv 0$
Změna radiální rychlosti v průběhu hoření motoru	A_e	$A_e \equiv 0$	A_e	$A_e \equiv 0$

Příloha A
(normativní)

Údaje ze střelb	Opravné koeficienty			
	5 stupňů volnosti	Modifikovaný hmotný bod		
	Křídly stabilizované rakety	Střely	Střely s přídatným RM	Střely s plynovým generátorem
Úhlová vertikální a horizontální rychlost po dohoření raketového motoru	$\omega_{y(t_L)}$ $\omega_{z(t_L)}$			
Dálka	i $f(i_{BB,MT}) \equiv 0$	i $f(i_{BB,MT}) \equiv 0$	i $f(i_{BB,MT}) \equiv 0$	i $f(i_{BB,MT})$
Strana	$\Delta(\Delta AZ)$ $f_L \equiv 1$	$\Delta(\Delta AZ) \equiv 0$ f_L	$\Delta(\Delta AZ) \equiv 0$ f_L	$\Delta(\Delta AZ) \equiv 0$ f_L
Doba letu	ΔToF	ΔToF	ΔToF	ΔToF

* Volitelné

POZNÁMKA 15

Další koeficienty pro střely s generátorem dnového výtoky a střely s přídatným RM jsou uvedeny v přílohách C a D.

Nastavení zapalovače

Nastavení zapalovače je vyjádřeno jako funkce doby letu a počáteční osové úhlové rychlosti střely následovně:

$$FS = a_0 + a_1 T + a_2 p_0 + a_3 T p_0 + a_4 T p_0^2 + a_5 p_0^2 \quad (\text{A.4})$$

$$\text{Nebo } FS = \frac{T + a_0 + a_2 p_0}{b_0 + b_1 p_0} \quad (\text{A.5})$$

kde FS je nastavení zapalovače,

T je doba letu,

p_0 je počáteční osová úhlová rychlost střely.

Opravy počáteční rychlosti

a) Oprava počáteční rychlosti pro teplotu výmetné náplně.

Oprava počáteční rychlosti pro teplotu náplně se pro každou teplotu náplně vyjádří následovně:

$$\Delta U_{pt} = a_0 + a_1 (PT - 21) + a_2 (PT - 21)^2 + a_3 (PT - 21)^3 \quad (\text{A.6})$$

kde ΔU_{pt} je přírůstková změna počáteční rychlosti,

PT je teplota náplně.

b) Oprava počáteční rychlosti pro opotřebení děla (hlavně)

Oprava počáteční rychlosti pro opotřebení děla (hlavně) se pro každou kombinaci náplň/střela/dělo vyjádří následovně:

$$\Delta U_w = \frac{\Delta U_r (a_0 + a_1(EFC) + a_2(EFC)^2)}{a_{0,i} + a_{1,i}(EFC) + a_{2,i}(EFC)^2 + a_{3,i}(EFC)^3} \quad (\text{A.7})$$

kde ΔU_w je přírůstková změna počáteční rychlosti;

$U_r(EFC)$ je přírůstková změna počáteční rychlosti pro referenční náplň, tj. největší náplň přípustnou pro danou kombinaci střela/dělo s přihlédnutím k vypočítanému aktuálnímu počtu EFC.

EFC je aktuální počet ekvivalentních výstřelů s plnou náplní z daného děla,

$a_{0,i}; a_{1,i}; a_{2,i}$ jsou koeficienty potřebné pro výpočet poměru přírůstkové změny počáteční rychlosti pro referenční náplň (ΔU_r) k odpovídající přírůstkové změně počáteční rychlosti pro i -tou náplň při daném EFC.

Tento poměr se stanoví buď pomocí vnitrobalistických modelů, nebo reálnými střeleckými zkouškami.

c) Oprava počáteční rychlosti pro změnu hmotnosti střely

Oprava počáteční rychlosti pro změnu hmotnosti střely se pro každou náplň stanoví následovně:

$$\Delta U_m = n_i U_i (m - m_r) / m_r \quad (\text{A.8})$$

kde ΔU_m je přírůstková změna počáteční rychlosti,

n_i je konstantní koeficient stanovený buďto pomocí vnitrobalistických modelů, nebo reálnými střeleckými zkouškami,

U_i je počáteční rychlost pro i -tou náplň podle tabulek střelby opravená podle teploty náplně a opotřebení děla,

m je hmotnost střely se zapalovačem,

m_r je hmotnost referenční střely se zapalovačem.

Příloha B
(normativní)

Doplňkové členy pro střely se středícími nálitky (nuby)

U střel se středícími nálitky je nutno do vztahů vložit doplňkové členy pro některé aerodynamické síly a momenty, které jsou úměrné úhlu natočení středících nálitků a nejsou závislé na úhlové rychlosti.

1. Pohybové rovnice

Definice C_{mag-f} a C_{spin} jsou následující:

$$C_{mag-f} = C_{N_{p\alpha}} + C_{N_{\delta_n}} \delta_n / (pd/v) \text{ pro bezrozměrná data s použitím } pd/v \quad (\text{B.1})$$

$$= \left[C_{y_{p\alpha}} + C_{y_{\delta_n}} \delta_n / (pd/2v) \right] / 2 \text{ pro bezrozměrná data s použitím } pd/2v \quad (\text{B.2})$$

$$C_{spin} = C_{l_p} + C_{l_{\delta_n}} \delta_n / (pd/v) \text{ pro bezrozměrná data s použitím } pd/v \quad (\text{B.3})$$

$$= \left[C_{l_p} + C_{l_{\delta_n}} \delta_n / (pd/2v) \right] / 2 \text{ pro bezrozměrná data s použitím } pd/2v \quad (\text{B.4})$$

2. Požadované doplňkové údaje

TABULKA B.1 – Seznam požadovaných doplňkových údajů

Fyzikální údaje	Symbol
Úhel natočení středícího nálitku	δ_n
Aerodynamické údaje	Symbol
Koeficient rotačního momentu při nulové osově úhlové rychlosti	$C_{l_{\delta_n}}$
Koeficient stranové síly při nulové osově úhlové rychlosti	$C_{N_{\delta_n}}$ nebo $C_{y_{\delta_n}}$

Doplňkové členy pro rotačně stabilizované střely s přídavným raketovým motorem, rotačně stabilizované střely s dnovým generátorem plynů a křídly stabilizované rakety – metoda 1

C.1. Úvod

Tato příloha obsahuje rovnice potřebné k simulování letu střel s přídavným raketovým motorem a zvláštní rovnice potřebné k simulování letu střel s dnovým generátorem plynů a křídly stabilizovaných raket.

C.2. Doplnkové členy pro střely s přídavným raketovým motorem

a) Do pohybové rovnice těžiště střely (6) se vloží člen:

$$\frac{\overline{TF}}{m} = \frac{T^*}{m} \left(\frac{\vec{v} \cos \alpha_e}{v} + \vec{\alpha}_e \right) \quad (\text{C.1})$$

b) Koeficient odporu při nulovém úhlu náběhu v průběhu fáze hoření ($t_{DI} \leq t \leq t_B$) je $C_{D_{0r}}$

c) Tah během fáze hoření ($t_{DI} \leq t \leq t_B$) je následující:

$$T^* = f_T T_R + (P_r - P) A_e \quad (\text{C.2})$$

kde $T_R = T_{ST} (t_{DI_{ST}} - t_{B_{ST}}) / (t_{DI} - t_B)$ (C.3)

$$t^* = (t - t_{DI}) \left[(t_{DI_{ST}} - t_{B_{ST}}) / (t_{DI} - t_B) \right] + t_{DI_{ST}} \quad (\text{C.4})$$

d) Pro hmotnost střely platí:

$$\text{Hmotnost v čase } t=0 \text{ je: } m = m_0 \quad (\text{C.5})$$

$$\text{pro interval } t < t_{DI} \text{ platí } \dot{m} = \frac{-m_{DI}}{t_{DI}} \quad (\text{C.6})$$

Hmotnost	v	čase	$t = t_{DI}$	je
				(C.7)

$$m = m_0 - m_{DI} - m_{DOB} \quad (\text{C.7})$$

pro $t_{DI} \leq t < t_B$ platí		$\dot{m} = \frac{-T_R}{I_{SP}}$		(C.8)
---------------------------------	--	---------------------------------	--	-------

pro $t \geq t_B$ platí		$\dot{m} = 0$		(C.9)
------------------------	--	---------------	--	-------

a		$m = m_B$		(C.10)
---	--	-----------	--	--------

kde

$$m_B = m_0 - m_{DI} - m_{DOB} - m_f \quad (\text{C.11})$$

Příloha C
(normativní)

C.3. Doplňkové členy pro rotačně stabilizované střely s dnovým generátorem plynů

a) Změna zrychlení \overline{BB} v důsledku zmenšení dnového odporu vlivem funkce dnového generátoru v době hoření ($t_{DI} \leq t$ a $m \geq m_B$) se zahrne do pohybové rovnice těžiště střely, která vyplývá z rovnice (6) uvedené v hlavní stati tohoto standardu:

$$\overline{BB} = - \left[\frac{\left(\frac{\pi}{8} \right) \rho d^2 v^2 C_{x_{BB}} f(I) f(i_{BB}, MT)}{m} \right] \left(\frac{\vec{v} \cos \alpha_e}{v} + \vec{\alpha}_e \right) \quad (C.12)$$

b) Koeficient $C_{x_{BB}}$ je redukční koeficient odporu v průběhu fáze hoření. Podobně jako u jiných aerodynamických koeficientů se jeho hodnota určuje polynomickými funkcemi Machova čísla nejvýše čtvrtého stupně.

c) Charakteristická funkce rychlosti výtoku u dnového generátoru plynů se udává následovně:

$$f(I) = \frac{I}{I_0}, \text{ je-li } I \leq I_0 \quad (C.13)$$

$$f(I) = 1, \text{ je-li } I \geq I_0 \quad (C.14)$$

kde I je výtokový parametr dnového generátoru plynů

$$I = \frac{4\dot{m}_f}{\pi d_b^2 \rho v} \quad (C.15)$$

a I_0 je výtokový parametr, odpovídající optimální účinnosti dnového generátoru plynů. Udává se jako funkce Machova čísla. Tyto funkce mají tvar polynomů stejného nebo nižšího stupně. Jsou definovány v oblastech Machova čísla od $M_{MAX_{i-I}}$ do M_{MAX_i} včetně.

POZNÁMKA 16

Funkce $f(I) = \frac{I}{I_0}$ se využívá především ve fázi vyprazdňování a případně na začátku fáze hoření.

d) Koeficient i_{BB} je opravný koeficient, který může být použit, je-li to třeba, k úpravě hodnoty čelního odporu. Je vyjádřen jako polynomická funkce náměru QE s polynomy nejvýše třetího stupně. Umožňuje přizpůsobení vypočtených hodnot výsledkům zjištěným při střelbě v průběhu fáze hoření.

e) Hmotnost střely je:

$$\text{pro } 0 \leq t < t_{DI} \text{ platí } m = m_0 - m_{CB0} \quad (C.16)$$

$$\text{pro } t_{DI} \leq t \text{ a } m \geq m_B \text{ platí, že } \dot{m} = \dot{m}_f \quad (C.17)$$

$$\dot{m}_f = -V_C \rho_p S_C(m_{CB}) \quad (\text{C.18})$$

kde $m_B = m_0 - m_f \quad (\text{C.19})$

$$m_{CB} = m_0 - m \quad (\text{C.20})$$

m_{CB0} je hmotnost pohonné hmoty shořelé v hlavni,

V_C je rychlost hoření,

ρ_p je hustota pohonné hmoty,

$S_C(m_{CB})$ je plocha hoření v čase t vyjádřená ve tvaru funkce hmotnosti hořící pohonné hmoty:

$$S_C = a_i + b_i m_{CB}; \quad (\text{C.21})$$

Pro $m_{CB_i} < m_{CB} \leq m_{CB_{i+1}}$ platí, že a_i a b_i jsou definovány v oblasti m_{CB} – od $m_{CB_{i=0}}$ do $m_{CB_{i=n}}$.

Rychlost hoření je:

$$V_C = V_{C_0} f(MT) g(P) K(p) \quad (\text{C.22})$$

kde V_{C_0} je rychlost hoření zjištěná v manometrické bombě při standardním tlaku a teplotě;

MT je teplota pohonné hmoty:

$$f(MT) = e^{\beta(MT-21)} \quad (\text{C.23})$$

P je místní atmosférický tlak vzduchu

$$g(P) = K(p)^n \quad (\text{C.24})$$

p je osová úhlová rychlost střely;

$g(P)$ je rychlost hoření jako funkce atmosférického tlaku vzduchu;

$K(p)$ se určuje z experimentálně zjištěné závislosti mezi rychlostí hoření a osovou rotací; $K(p)$ je lineární funkcí osově úhlové rychlosti pro každou náplň.

Doba vyhoření generátoru t_B je doba, pro kterou platí $m = m_B$ a je to výstup programu.

C.4. Opravné koeficienty

K dosažení souladu mezi výpočtovou aproximací v této příloze a výsledky střeleckých pokusů jsou do aproximace zahrnuty opravné koeficienty:

Příloha C
(normativní)

TABULKA C.1 – Opravné koeficienty pro střely s dnovým výtokem plynů a s přídavným raketovým motorem

Oprava	Opravný koeficient	
	Střely s přídavným raketovým motorem	Střely s dnovým generátorem plynů
Změna radiální rychlosti v průběhu hoření motoru	f_T	–
Doba hoření dnového generátoru nebo raketového motoru	t_{DI} $t_B - t_{DI}$	t_{DI} $K(p)$
Dálka	i	i $f(i_{BB,MT})$

C.5 Poloha těžiště pro střely s dnovým generátorem plynů a s přídavným raketovým motorem

$$X_{CG} = X_{CG_0} + \left[\frac{(X_{CG_0} - X_{CG_B})(m - m_0)}{m_0 - m_B} \right] \quad (C.25)$$

C.6 Společné rovnice pro rotačně stabilizované střely s dnovým generátorem plynů, rotačně stabilizované střely s přídavným raketovým motorem a křídly stabilizované rakety

a) Koeficient klopného momentu munice je:

$$C_{M_\alpha} = C_{M_\alpha}^* + \left[\frac{(X_{CG} - X_{CG_0})(C_{D_0} + C_{L_\alpha})}{d} \right] \quad (C.26)$$

kde $C_{M_\alpha}^*$ je hodnota platná pro počáteční konfiguraci střely, a pokud je $t_{DI} \leq t < t_B$, pak u střel s přídavným raketovým pohonem a křídly stabilizovaných raket je $C_{D_0} = C_{D_{0T}}$.

b) Kubický koeficient klopného momentu munice je:

$$C_{M_\alpha^3} = C_{M_\alpha^3}^* + \left[\frac{(X_{CG} - X_{CG_0})(C_{L_\alpha^3} + C_{D_{\alpha^2}} - 1/2C_{L_\alpha})}{d} \right] \quad (C.27)$$

kde $C_{M_\alpha^3}^*$ je stanoveno pro počáteční konfiguraci munice.

c) Osový moment setrvačnosti munice je:

$$I_x = I_{x_0} + \left[\frac{(I_{x_0} - I_{x_B})(m - m_0)}{m_0 - m_B} \right] \quad (\text{C.28})$$

C.7 Poloha těžiště, výstupního průřezu trysky, kritického průřezu trysky a příčný moment setrvačnosti pro křídla stabilizovaných raket

a) Poloha těžiště je:

$$X_{CG} = X_{CG_B} + \left[\frac{(X_{CG_{f_0}} - X_{CG_B})(m - m_B)}{m} \right] \quad (\text{C.29})$$

kde $X_{CG_{f_0}} = X_{CG_B} + \frac{(X_{CG_0} - X_{CG_B})m_0}{(m_0 - m_B)}$

b) Vzdálenost výstupního průřezu trysky motoru od těžiště je:

$$r_e = \ell - X_{CG} \quad (\text{C.30})$$

c) Vzdálenost kritického průřezu trysky motoru od těžiště je:

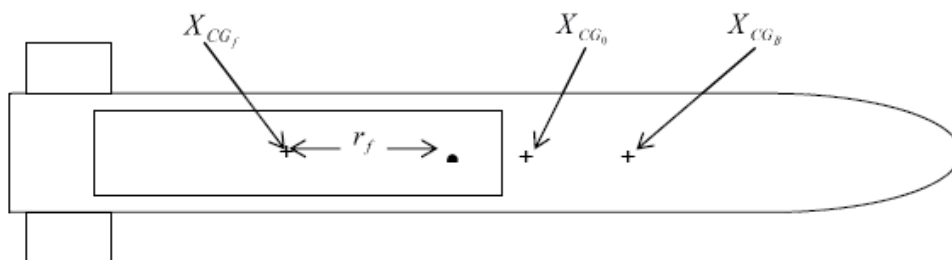
$$r_i = r_e - r_{i-t} \quad (\text{C.31})$$

d) Příčný moment setrvačnosti křídly stabilizované rakety je:

$$I_Y = I_{Y_0} - (m_0 - m)r_f^2 + m_0(X_{CG_{f_0}} - X_{CG_0})^2 - m(X_{CG_f} - X_{CG})^2 \quad (\text{C.32})$$

kde r_f je poloměr otáčení pohonné hmoty.

Obrázek C.1 znázorňuje vzdálenosti používané pro určení příčného momentu setrvačnosti rakety nebo střely během hoření motoru.



OBRÁZEK C.1 – Vzdálenosti použité pro určení příčného momentu setrvačnosti

C.8 Požadované doplňkové údaje pro střely s přidavným raketovým pohonem a s dnovým generátorem plynů

TABULKA C.2 – Seznam požadovaných doplňkových údajů

(1) Fyzikální údaje	Symbol
Plocha výstupního průřezu trysky	A_e
Referenční průměr střely	d
Osový moment setrvačnosti střely	I_x
Počáteční osový moment setrvačnosti střely	I_{x_0}
Osový moment setrvačnosti při dohoření pohonné hmoty	I_{x_B}
Příčný moment setrvačnosti rakety na počátku	I_{y_0}
Vzdálenost výstupního průřezu trysky od špičky střely	ℓ
Hmotnost střely se zapalovačem při dohoření pohonné hmoty	m_B
Počáteční hmotnost střely se zapalovačem	m_0
Poloměr otáčení pohonné hmoty motoru	r_f
Vzdálenost mezi výstupním a kritickým průřezem trysky	r_{t-t}
Počáteční vzdálenost těžiště od špičky střely	X_{CG_0}
Vzdálenost těžiště od špičky střely při dohoření pohonné hmoty	X_{CG_B}
(2) Aerodynamické údaje	Symbol
Koeficient čelního odporu při nulovém úhlu náběhu (aktivní úsek)	$C_{D_{0T}}$
Koeficient klopného momentu pro počáteční konfiguraci střely se zapalovačem	$C^* M_a$
Koeficient snížení čelního odporu v době hoření generátoru	$C_{x_{BB}}$
(3) Údaje o přídavném raketovém motoru	Symbol
Měrný impuls	I_{SP}
Hmotnost zpoždovače zážehu	m
Hmotnost ucpávky zpoždovače	m_{dob}
Hmotnost pohonné hmoty raketového motoru	m_f
Referenční tlak vzduchu pro standardní tah	P_r
Doba hoření raketového motoru	t_B
Standardní doba hoření raketového motoru	$t_{B_{ST}}$
Doba zpoždění zážehu raketového motoru	t_{DI}
Standardní doba zpoždění zážehu raketového motoru	$t_{DI_{ST}}$
Standardní tah jako funkce pseudovypočítané doby	T_{ST}
(4) Údaje o dnovém generátoru plynů	Symbol
Výtokový parametr dnového generátoru při optimální účinnosti	I_o
Hmotnost pohonné hmoty shořelé v hlavni	m_{CB_0}
Hmotnost pohonné hmoty v generátoru	m_f

Plocha hoření vyjádřená jako funkce hmotnosti shořelé pohonné hmoty $S_C = a_i + b_i m_{CB}$ pro $m_{CB_i} < m_{CB} \leq m_{CB_{i+1}}$; a_i a b_i jsou definovány v oblasti od $m_{CB_{i=0}}$ do $m_{CB_{i=n}}$ včetně	S_C
Rychlost hoření pohonné hmoty v rovnotlaké bombě	V_{C_0}
Koeficient teploty hořící pohonné hmoty	β
Exponent ve vzorci pro rychlost hoření v závislosti na tlaku	n
Hustota pohonné hmoty v generátoru	ρ_p
Konstanta ve vzorci pro rychlost hoření v závislosti na tlaku	k

C.9 Údaje pro řízení palby pro přídavný raketový motor a pro dnový generátor plynů

a) Přídavný raketový motor:

Doba zpoždění zážehu raketového motoru (t_{DI}), doba hoření raketového motoru ($t_B - t_{DI}$) a koeficient tahu f_T se vyjadřují jako funkce teploty raketového motoru pro každou náplň ve tvaru:

$$f = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (C.33)$$

$$\text{Kde } f = t_{DI}, t_B - t_{DI} \text{ nebo } f_T \quad (C.34)$$

MT je teplota raketového motoru.

Standardní tah je funkcí pseudovypočítané doby (t^*) podle vztahu:

$$T_{ST} = a_0 + a_1 t^* + a_2 t^{*2} + a_3 t^{*3} \quad (C.35)$$

b) Dnový generátor plynů:

Vliv osové rotace na koeficient rychlosti hoření $K(p)$ se vyjadřuje jako lineární funkce úhlové rychlosti pro každou náplň; I_0 je lineární funkcí Machova čísla.

Koeficient $f(i_{BB,MT})$ pro střelu s dnovým generátorem se vyjadřuje jako funkce náměru QE a teploty motoru MT pro každou náplň následovně:

$$i_{BB(MT=21)} = a_0 + a_1 QE + a_2 QE^2 + a_3 QE^3 \quad (C.36)$$

$$f(i_{BB,MT}) = i_{BB(MT=21)} + b_1(MT - 21) + b_2(MT - 21)^2 + b_3(MT - 21)^3 + b_4(MT - 21)^4 \quad (C.37)$$

Doba zpoždění zážehu dnového generátoru plynů t_{DI} se vyjadřuje jako funkce teploty motoru pro každou náplň.

$$t_{DI} = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (C.38)$$

kde MT je teplota raketového motoru.

Příloha D
(normativní)

Doplňkové členy pro rotačně stabilizované střely s přídavným raketovým motorem, rotačně stabilizované střely s dnovým generátorem plynů a křídly stabilizované rakety – metoda 2

D.1 Úvod

Tato příloha obsahuje rovnice potřebné k simulaci letu střel s přídavným raketovým motorem a s dnovým generátorem plynů.

D.2 Rovnice pro střely s přídavným raketovým motorem stabilizované rotací, střely s dnovým generátorem plynů stabilizované rotací a rotačně stabilizované rakety

a) Pro střely s přídavným raketovým motorem:

Do pohybové rovnice těžiště střely bez přídavného raketového pohonu je doplněno zrychlení $\frac{\overrightarrow{TF}}{m}$ vyvolané tahem raketového motoru v době hoření ($t_{DI} \leq t \leq t_B$):

$$\frac{\overrightarrow{TF}}{m} = \left[\frac{f_T \dot{m}_f I_{SP} + (P_r - P) A_e}{m} \right] \left(\frac{\vec{v} \cos \alpha_e}{v} + \vec{\alpha}_e \right) \quad (D.1)$$

V době hoření raketového motoru je koeficient čelního odporu při nulovém úhlu náběhu $C_{D_{0r}}$ a pokud je $\dot{m}_f \leq \dot{m}_p$, pak platí $(P_r - P) A_e = 0$.

b) Pro střely s dnovým generátorem plynů:

Snížení dnového odporu účinkem hoření dnového generátoru plynů v době ($t_{DI} \leq t \leq t_B$) je zahrnuto do vztahu pro čelní odpor $\left(\frac{\overrightarrow{DF}}{m} \right)$ střely.

$$\frac{\overrightarrow{DF}}{m} = -\frac{\pi \rho d^2 i}{8m} \left\{ C_{D_0} - f(i_{BB,MT}) \left[\frac{I \left(\frac{\delta BP}{\delta I} \right)}{\left(\frac{\gamma}{2} \right) M^2 \left(\frac{d}{d_b} \right)^2} + C_{D_{a^2}} (Q_D \alpha_e)^2 + C_{D_{a^4}} (Q_D \alpha_e)^4 \right] \right\} v \vec{v} \quad (D.2)$$

$$\text{kde } I = \frac{4 \dot{m}_f}{\pi \rho v d_b^2} \quad (D.3)$$

$$\text{Vztah } f(i_{BB,MT}) \left[\frac{\left(\frac{\dot{m}_f}{\rho v A_b} \right) \left(\frac{\delta BP}{\delta I} \right)}{\left(\frac{\gamma}{2} \right) M^2 \left(\frac{d}{d_b} \right)^2} \right]$$

se používá pro vyjádření snížení čelního odporu vlivem hmotnostního výtoku z generátoru plynů (\dot{m}_f). Koeficient $f(i_{BB,MT})$ slouží k dosažení shody s údaji zjištěnými při střelbě.

c) Pro křídly stabilizované rakety:

Platí rovnice (21) a (29) tohoto standardu.

D.3 Společné rovnice pro střely s dnovým generátorem plynů a s přidavným raketovým motorem, střely stabilizované rotací a rakety stabilizované křídly

a) Hmotnostní tok pro střely stabilizované rotací a rakety stabilizované křídly je:

V době $t = 0$ je:

$$m = m_0 \quad (D.4)$$

$$\dot{m} = 0 \quad (D.5)$$

V intervalu $0 < t < t_{DI}$

$$\dot{m} = -\frac{m_{DI}}{t_{DI}} \quad (D.6)$$

$$m = -\int_0^{t_{DI}} \left(\frac{m_{DI}}{t_{DI}} \right) dt + m_0 \quad (D.7)$$

V intervalu $t_{DI} \leq t < t_B$

$$\dot{m} = -\dot{m}_f \quad (D.8)$$

$$m = -\int_{t_{DI}}^{t_B} \dot{m}_f dt - \int_0^{t_{DI}} \left(\frac{m_{DI}}{t_{DI}} \right) dt + m_0 \quad (D.9)$$

$$\dot{m}_f = \left(\frac{t_B^* - t_{(t)}^*}{t_{B(t)} - t} \right) \dot{m}_f^* \quad (D.10)$$

$$\dot{t}_{(t)}^* = \frac{t_B^* - t_{(t)}^*}{t_{B(t)} - t} \quad (D.11)$$

$$\dot{t}_{B(t)} = (t_{B(t)} - t) \left[f_{BTr_p} \left(\frac{\dot{p}}{p} \right) + f_{BTr_p} \frac{\dot{p}}{P} \right] \quad (D.12)$$

Kde $\dot{p} = \frac{\Delta P}{\Delta t} = \frac{\Delta P}{\Delta E_2} u_2 \quad (D.13)$

a při t_{DI}

$$\dot{t}_{(t_{DI})}^* = \dot{t}_{DI}^* \quad (D.14)$$

Příloha D
(normativní)

$$t_{B(t_{DI})} = t_{DI} + \left[(t_B - t_{DI}) \left(\frac{P_{(t_{DI})}}{P_r} \right)^{f_{BTp}} \left(\frac{P_{(t_{DI})}}{P_r} \right)^{f_{BTp}} \right] \quad (D.15)$$

(Doba dohoření motoru jako funkce t_{DI}).

P_r je referenční osová úhlová rychlost pro hmotnostní průtok motoru,

$P_{(t_{DI})}$ je skutečná úhlová rychlost pro hmotnostní průtok motoru v čase t_{DI} ,

P_r je standardní tlak atmosférického vzduchu,

$P_{(t_{DI})}$ je skutečný tlak atmosférického vzduchu v čase t_{DI} .

Pro $t \geq t_B$

$$m_B = m_0 - m_{DI} - m_f \quad (D.16)$$

$$\dot{m} = 0 \quad (D.17)$$

b) Poloha těžiště střel je:

$$X_{CG} = X_{CG_B} + \left[\frac{(X_{CG_{f0}} - X_{CG_B})(m - m_B)}{m} \right] \quad (D.18)$$

$$\text{kde: } X_{CG_{f0}} = X_{CG_B} + \frac{(X_{CG_0} - X_{CG_B})m_0}{(m_0 - m_B)} \quad (D.19)$$

c) Vzdálenost výstupního průřezu trysky od těžiště je:

$$r_e = \ell - X_{CG} \quad (D.20)$$

d) Poloha kritického průřezu trysky od těžiště je:

$$r_t = r_e - r_{t-t} \quad (D.21)$$

e) Koeficient klopného momentu střel je:

$$C_{M_\alpha} = C_{M_\alpha}^* + \left[\frac{(X_{CG} - X_{CG_0})(C_{D_0} + C_{L_\alpha})}{d} \right] \quad (D.22)$$

kde $C_{M_\alpha}^*$ se určuje pro počáteční konfiguraci střel a pokud $(t_{DI} \leq t < t_B)$, pak pro střely s přidavným raketovým motorem a křídly stabilizované rakety platí, že $C_{D_0} = C_{D_{0T}}$. V tomto vztahu se aerodynamické koeficienty považují za bezrozměrné, s hodnotou = 1.

f) Kubický koeficient klopného momentu střely je:

$$C_{M_{\alpha^3}} = C_{M_{\alpha^3}}^* + \left[\frac{(X_{CG} - X_{CG_0})(C_{L_{\alpha^3}} + C_{D_{\alpha^2}} - 1/2C_{L_{\alpha}})}{d} \right] \quad (\text{D.23})$$

kde $C_{M_{\alpha}}^*$ se určuje pro počáteční konfiguraci munice. V tomto vztahu se aerodynamické koeficienty považují za bezrozměrné, s hodnotou = 1.

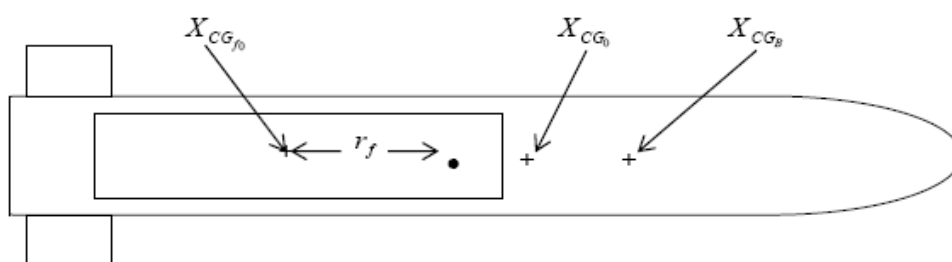
g) Osový moment setrvačnosti munice je:

$$I_x = I_{x_0} + \left[\frac{(I_{x_0} - I_{x_B})(m - m_0)}{(m_0 - m_B)} \right] \quad (\text{D.24})$$

D.4 Příčný moment setrvačnosti křídly stabilizované rakety

$$I_Y = I_{Y_0} - (m_0 - m)r_f^2 + m_0(X_{CG_{f_0}} - X_{CG_0})^2 - m(X_{CG_f} - X_{CG})^2 \quad (\text{D.25})$$

Obrázek D.1 znázorňuje délkové vzdálenosti použité při určení příčného momentu setrvačnosti rakety v průběhu hoření motoru.



OBRÁZEK D.1 – Vzdálenosti použité pro určení příčného momentu setrvačnosti

D.5 Požadované doplňkové údaje

TABULKA D.1 – Seznam požadovaných doplňkových údajů

(1) Fyzikální údaje	Symbol
Plocha dna střely	A_b
Plocha výstupního průřezu trysky motoru	A_e
Průměr dna střely	d_b
Počáteční osový moment setrvačnosti munice	I_{x_0}
(1) Fyzikální údaje	Symbol
Osový moment setrvačnosti munice po dohoření motoru	I_{x_B}
Počáteční příčný moment setrvačnosti rakety	I_{y_0}

Příloha D
(normativní)

Vzdálenost výstupního průřezu trysky od špičky střely	ℓ
Počáteční hmotnost střely se zapalovačem	m_0
Hmotnost střely se zapalovačem po dohoření motoru	m_B
Hmotnost zpoždovače zážehu	m_{DI}
Hmotnost pohonné hmoty motoru	m_f
Minimální hmotnostní průtok pohonné hmoty pro určený tlak vzduchu	\dot{m}_p
Poloměr otáčení pohonné hmoty motoru	r_f
Vzdálenost mezi výstupním a kritickým průřezem trysky motoru	r_{t-t}
Počáteční vzdálenost těžiště střely od její špičky	X_{CG_0}
Vzdálenost těžiště od střely při dohoření motoru	X_{CG_B}
(2) Aerodynamické údaje	Symbol
Koeficient čelního odporu při nulovém úhlu náběhu (aktivní úsek)	$C_{D_{0r}}$
Koeficient klopného momentu pro počáteční konfiguraci střely se zapalovačem	$C^*_{M_\alpha}$
Nelineární koeficient klopného momentu pro počáteční konfiguraci střely se zapalovačem	$C^*_{M_{\alpha^3}}$
(3) Údaje o přidavném raketovém motoru	Symbol
Referenční hmotnostní průtok pohonné hmoty jako funkce pseudovypočítané doby hoření motoru t^* : $\dot{m}_f^* = a_0 + a_1 t^* + a_2 t^{*2}$; pro $t_i^* < t^* \leq t_{i+1}^*$ a_0 a a_1 jsou definovány v oblasti t^* od $t_{i=0}^*$ po $t_{i=n}^*$ včetně	\dot{m}_f^*
Referenční osová úhlová rychlost hmotnostního průtoku pohonné hmoty	P_r
Standardní atmosférický tlak vzduchu na úrovni moře	P_r
Doba hoření raketového motoru	t_B
Referenční doba dohoření raketového motoru	t_B^*
Doba zpoždění zážehu raketového motoru	t_{DI}
Referenční doba zpoždění zážehu raketového motoru	t_{DI}^*
Měrný impuls pohonné hmoty motoru	I_{SP}
Změna bezrozměrného dnového tlaku při změně výtokového parametru dnového generátoru jako funkce Machova čísla a výtokového parametru	$\frac{\delta BP}{\delta I}$

$\frac{\delta BP}{\delta I}$ je dána při nejvýše pěti hodnotách I jako funkce Machova čísla ve tvaru polynomů čtvrtého nebo nižšího stupně. Tyto jsou definovány pro oblast Machova čísla od $M_{MAX_{i-1}}$ do M_{MAX} včetně.

$$\left(\frac{\delta BP}{\delta I} \right)_I = a_0 + a_1 M + a_2 M^2 + a_3 M^3 + a_4 M^4 \quad (D.26)$$

D.6 Údaje pro řízení palby o motoru střely

(úplná tabulka opravných koeficientů je v příloze A).

a) Doba zpoždění zážehu motoru t_{DI} a doba hoření motoru $(t_B - t_{DI})$ pro střely s přidavným raketovým motorem i pro střely s dnovým generátorem plynů se vyjadřuje jako funkce teploty motoru MT pro každou náplň následovně:

$$t_{DI} = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.27)$$

$$(t_B - t_{DI}) = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.28)$$

b) Koeficient tahu f_T u střel s přidavným raketovým motorem se vyjadřuje pro každou náplň jako funkce teploty motoru MT následovně:

$$f_T = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.29)$$

c) Opravný koeficient f_{BT_p} pro závislost doby hoření dnového generátoru plynů na rychlosti rotace střely je konstantní pro každou náplň.

d) Opravný koeficient f_{BT_p} pro závislost doby hoření dnového generátoru plynů na atmosférickém tlaku je konstantní pro každou náplň.

e) Koeficient $f(i_{BB,MT})$ u střel s dnovým generátorem plynů je dán jako funkce náměru QE a teploty motoru MT pro každou náplň následovně:

$$i_{BB(MT=21)} = a_0 + a_1QE + a_2QE^2 + a_3QE^3 \quad (D.30)$$

$$f(i_{BB,MT}) = i_{BB(MT=21)} + b_1(MT - 21) + b_2(MT - 21)^2 + b_3(MT - 21)^3 + b_4(MT - 21)^4 \quad (D.31)$$

D.7 Údaje pro řízení palby pro rakety stabilizované křídly

(úplná tabulka opravných koeficientů je v příloze A).

a) Hmotnost zpozdovače zážehu m_{DI} , doba zpoždění zážehu motoru t_{DI} , opravný koeficient pro závislost doby hoření dnového generátoru plynu na úhlové rychlosti střely f_{BT_p} a opravný koeficient pro závislost doby hoření dnového generátoru plynů na atmosférickém tlaku f_{BT_p} se rovnají 0.

b) Doba prvního pohybu t_{FM} , doba výmetu rakety t_L , doba rozevření křídel rakety t_{FO} , doba hoření motoru $(t_B - t_{DI})$, je dána dobou t_B ; doba konce pěti stupňů volnosti t_{ESD} a koeficient tahu f_T jsou dány jako funkce teploty motoru MT následovně:

$$t_{FM} = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.32)$$

$$t_L = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.33)$$

Příloha D
(normativní)

$$t_{FO} = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.34)$$

$$t_B = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.35)$$

$$t_{E5D} = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.36)$$

$$f_T = a_0 + a_1(MT - 21) + a_2(MT - 21)^2 + a_3(MT - 21)^3 \quad (D.37)$$

c) Počáteční úhlová rychlost rotace (*spin*) rakety stabilizované křídly $p_{(t_L)}$ v čase t_L je konstantní; počáteční příčné úhlové rychlosti rakety stabilizované křídly $\omega_{y_{(t_L)}}$ a $\omega_{z_{(t_L)}}$ jsou dány funkcí náměru QE následovně:

$$p_{(t_L)} = a_0 \quad (D.38)$$

$$\omega_{y_{(t_L(MT=21))}} = a_0 + a_1QE + a_2QE^2 + a_3QE^3 \quad (D.39)$$

$$\mathbf{a} \quad \omega_{y_{(t_L)}} = \omega_{y_{(t_L(MT=21))}} + b_1(MT - 21) + b_2(MT - 21)^2 + b_3(MT - 21)^3$$

$$\omega_{z_{(t_L(MT=21))}} = a_0 + a_1QE + a_2QE^2 + a_3QE^3 \quad (D.40)$$

$$\mathbf{a} \quad \omega_{z_{(t_L)}} = \omega_{z_{(t_L(MT=21))}} + b_1(MT - 21) + b_2(MT - 21)^2 + b_3(MT - 21)^3$$

d) Koeficient tvaru i a oprava azimutu $\Delta(\Delta AZ)$ jsou dány jako funkce náměru QE následovně:

$$i = a_0 + a_1QE + a_2QE^2 + a_3QE^3 \quad (D.41)$$

$$\Delta(\Delta AZ) = a_0 + a_1QE + a_2QE^2 + a_3QE^3 \quad (D.42)$$

e) Modelování doby používané pro křídly stabilizované rakety může vyžadovat opravu doby letu následovně:

$$T = t + \Delta ToF \quad (D.43)$$

$$\Delta ToF = a_0 + a_1t + a_2t^2 + a_3t^3 \quad (D.44)$$

Model dráhy letu hmotného bodu

E.1 Následující rovnice tvoří matematický model popisující let střely. Modelování je založeno na zjednodušení rovnic modifikovaného hmotného bodu – uvedených v kap. 6 tohoto ČOS (Pohybové rovnice pro střely a rakety) – na tvar odpovídající hmotnému bodu, který má pouze hmotnost a rotaci.

E.2 Newtonův zákon pohybu hmotného bodu má tvar:

$$\vec{F} = m\dot{\vec{u}} = \overline{DF} + m\vec{g} + m\vec{\Lambda} \quad (\text{E.1})$$

kde zrychlení účinkem čelního odporu je při použití i jako opravného koeficientu:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho id^2}{8m}\right)C_D v \vec{v} \quad (\text{E.2})$$

nebo při použití C jako opravného koeficientu:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho m_r}{8Cm}\right)C_D v \vec{v} \quad (\text{E.3})$$

nebo při použití f_D jako opravného koeficientu:

$$\frac{\overline{DF}}{m} = -\left(\frac{\pi\rho d^2}{8m}\right)(f_D C_D) v \vec{v} \quad (\text{E.4})$$

Zrychlení působením tíhové síly je:

$$\vec{g} = -g_0 \left(\frac{R^2}{r^3}\right) \vec{r} = -g_0 \begin{bmatrix} \frac{X_1}{R} \\ 1 - \frac{2X_2}{R} \\ \frac{X_3}{R} \end{bmatrix} \quad (\text{E.5})$$

$$\text{kde: } g_0 = 9,80665[1 - 0,0026 \cos(2lat)] \quad (\text{E.6})$$

$$\vec{r} = \vec{X} - \vec{R} \quad (\text{E.7})$$

$$\vec{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ -R \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{E.8})$$

$R = 6,356766 \times 10^6$ metrů.

Příloha E

(normativní)

Zrychlení vyvolané Coriolisovou silou je:

$$\vec{\Lambda} = -2(\vec{\omega} \times \vec{u}) \quad (\text{E.9})$$

$$\text{kde } \vec{\omega} = \begin{bmatrix} \Omega \cos(lat) \cos(AZ) \\ \Omega \sin(lat) \\ -\Omega \cos(lat) \sin(AZ) \end{bmatrix} \quad (\text{E.10})$$

$$\Omega = 7,292115 \times 10^{-5} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

POZNÁMKA 17

Pro jižní polokouli je hodnota lat záporná.

E.3 Velikost úhlového zrychlení je:

$$\dot{p} = \frac{\pi \rho d^4 p v C_{spin}}{8 I_x} \quad (\text{E.11})$$

$$\text{kde } p = p_0 + \int_0^t \dot{p} dt \text{ je velikost rotace v době } t \quad (\text{E.12})$$

$$\text{a } p_0 = \frac{2\pi u_0}{t_c d} \quad (\text{E.13})$$

je velikost počáteční úhlové rychlosti střely na ústí.

E.4 Rychlost střely v normální zemské souřadnicové soustavě v čase t je:

$$\vec{u} = \vec{u}_0 + \int_0^t \dot{\vec{u}} dt \quad (\text{E.14})$$

$$\text{kde } \vec{u}_0 = \begin{bmatrix} u_0 \cos(QE) \cos(\Delta AZ) \\ u_0 \sin(QE) \\ u_0 \cos(QE) \sin(\Delta AZ) \end{bmatrix} \quad (\text{E.15})$$

E.5 Rychlost střely vůči vzduchu je:

$$\vec{v} = \vec{u} - \vec{w} \quad (\text{E.16})$$

Machovo číslo je:

$$M = \frac{v}{a} \quad (\text{E.17})$$

E.6. Poloha střely v normální zemské souřadnicové soustavě je:

$$\vec{X} = \vec{X}_0 + \int_0^t \vec{u} dt \quad (\text{E.18})$$

kde:

$$\vec{X}_0 = \begin{bmatrix} l_w \cos(QE) \cos(\Delta AZ) \\ X_{2w} + l_w \sin(QE) \\ l_w \cos(QE) \sin(\Delta AZ) \end{bmatrix} \quad (\text{E.19})$$

je poloha ústí, tj. počáteční poloha těžiště střely.

E.7 Poloha střely vůči sférickému povrchu Země je dána aproximací:

$$\vec{E} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 + \frac{(X_1^2 + X_3^2)}{2R} \\ X_3 \end{bmatrix} \quad (\text{E.20})$$

E.8 Pro některé aplikace, zvláště když dráha letu střely je krátká, se může výše popsaný model ještě více zjednodušit:

Zanedbáním vlivu výšky nad zemí na tíhové zrychlení se obdrží:

$$\vec{g} = -g_0 \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{E.21})$$

Zanedbáním vlivu rotace Země se obdrží:

$$\Omega \equiv 0 \quad (\text{E.22})$$

Zanedbáním vlivu rotace střely se obdrží:

$$p_0 = \dot{p} \equiv 0 \quad (\text{E.23})$$

Zanedbáním zakřivení povrchu Země se obdrží:

$$\vec{E} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix} \quad (\text{E.24})$$

E.9 Všechny symboly potřebné v této příloze jsou obsaženy v kapitole 5 tohoto standardu (Použité symboly, značky a jednotky) – s jedinou výjimkou; koeficient C_D je totiž definován jako celkový koeficient síly čelního odporu (bez rozměru).

E.10 Seznam požadovaných údajů souvisejících s tímto dodatkem.

TABULKA E.1 – Seznam požadovaných údajů

(1) Fyzikální údaje	Symbol
Počáteční rychlost střely vůči normální zemské souřadnicové soustavě	u_0
Stoupání drážek vývrtnu na ústí	t_c

Příloha E
(normativní)

Hmotnost střely se zapalovačem	m
Hmotnost referenční střely se zapalovačem	m_r
Referenční průměr	d
Počáteční osový moment setrvačnosti (volitelný)	I_{x_0}
(2) Aerodynamické údaje	Symbol
Celkový koeficient síly čelního odporu	C_D
Koeficient momentu tlumícího rotaci (volitelný)	C_{spin}

a) Opravné koeficienty pro odhad dostřelu:

Jelikož rovnice hmotného bodu explicitně nemodelují účinky ustáleného úhlu náběhu, je nutné tyto účinky zohlednit použitím opravných koeficientů. V důsledku toho jsou některé vztahy odlišné od vztahů použitých v rovnicích modifikovaného hmotného bodu. Následují některé typické vztahy používané v systémech řízení palby.

Přizpůsobovací opravy náměru:

Balistický koeficient (C):

$$C = a_0 + a_1(QE) + a_2(QE)^2 + a_3(QE)^3 \quad (\text{E.25})$$

Koeficient tvaru (i):

$$i = b_0 + b_1(QE) + b_2(QE)^2 + b_3(QE)^3 \quad (\text{E.26a})$$

nebo
$$i = b_0 + b_1(QE - A_s) + b_2(QE - A_s)^2 + b_3(QE - A_s)^3 \quad (\text{E.26b})$$

Rovnice jsou použitelné v intervalech QE ohraničených od QE_{j-1} do QE_j včetně. Funkce musí být spojitě a hladké v každém bodě. Minimum a maximum hodnot QE závisí na charakteristikách zbraně a munice, ale obvykle bývají v rozmezí mezi nulovým náměrem a maximálním náměrem umožněným lafetou. Stupeň polynomu závisí na potřebné přesnosti odhadu dostřelu.

Oprava pomocí Machova čísla:

Koeficient čelního odporu f_D může být opraven jako funkce Machova čísla.

b) Opravné koeficienty derivace střely:

Jelikož rovnice hmotného bodu nezahrnují účinek derivace spjatý s rotací střely, je derivace (která je kolmá k výstřelné rovině) obvykle vyjádřena zvláštní funkcí, vytvořenou na základě pozorování dopadů střel. Následují typické vztahy pro derivaci (*drift*) vyjádřenou v jednotkách mil:

$$Drift = \tan(QE)f(QE) \quad (\text{E.27})$$

kde
$$f(QE) = a_0 + a_1(QE) + a_2(QE)^2 + a_3(QE)^3 \quad (\text{E.28})$$

nebo $Drift = b_0 \tan(QE) + b_1 \tan^2(QE)$ (E.29)

nebo $Drift = c_0 QE / (QE + c_1)$ (E.30)

nebo $Drift = \arctan((d_0 + d_1 T + d_2 T^2 + d_3 T^3) / x_1)$ (E.31)

kde x_1 je vzdálenost (m) k dopadu podél osy $\vec{1}$.

Nebo $Drift = d_0 + d_1 (SE) + d_2 (SE)^2 + d_3 (SE)^3$ (E.32)

kde $SE = QE - A_s$ (náměr bez polohového úhlu) v mil.

c) Oprava doby letu:

K eliminaci rozdílu mezi skutečnou dobou letu (T) a dobou letu vypočtenou pomocí modelu hmotného bodu lze použít následující vztahy:

$$T = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 \quad (E.33)$$

nebo po aproximaci Δt jako funkce t :

$$T = t + \Delta t \quad (E.34)$$

a $\Delta t = b_0 + b_1 t + b_2 t^2 + b_3 t^3$ (E.35)

Rovnice jsou použitelné v intervalech času (t) ohraničených od t_{j-1} do t_j včetně. Funkce musí být spojitě a hladké v každém bodě. Minimální a maximální hodnoty T závisí na charakteristikách zbraně a munice, ale obvykle bývají v rozmezí mezi nulovým časem a maximální dobou letu. Stupeň polynomu závisí na potřebné přesnosti odhadu doby letu.

Příloha F
(normativní)

Převod souřadnic požadovaných pro zapalovače korigující dráhu letu

Tato kapitola popisuje rovnice vyžadované k přepočtu souřadnic potřebných pro zapalovače se systémem pro korekci dráhy letu střely. K tomuto se používají dva typy přepočtu souřadnic: zbraňová soustava sever, východ a „dolů“ (NED) a soustavy Lat/Long (zeměpisná šířka a délka) do soustavy ECEF čili kartézského souřadnicového systému, jehož střed leží v těžišti Země.

Převod soustavy vztažené ke zbraně do NED začíná s vektory orientovanými v soustavě souřadnic s počátkem na úrovni mořské hladiny přímo pod kolébkovými čepy zbraně v palebném postavení, kde osa x_1 je tangenciální k povrchu Země v počátku a směřuje podél přímky od zbraně k cíli; osa x_2 leží ve vertikální rovině kolmé k povrchu Země (nebo elipsoidu představujícímu její povrch); osa x_3 je kolmá k rovině tvořené těmito dvěma osami, aby byla definována pravotočivá kartézská souřadnicová soustava.

Osa x_1 je kladná ve směru na cíl, osa x_2 je kladná ve směru nad povrch Země a osa x_3 je kladná ve směru doprava při pohledu od zbraně na cíl.

Směrník cíle je udáván v pravotočivé úhlové soustavě s počátkem u zbraně a je měřen mezi geodetickým severem a přímkou od zbraně k cíli.

Transformace převádí do referenční soustavy, jejíž vektory mají počátek umístěný v cíli a osy systému směřují na sever, na východ a dolů. V místě cíle je rovina s osami sever-východ tangenciální k elipsoidu WGS 84. Dolů směřující osa je v místě cíle kolmá na elipsoid WGS 84. V místě cíle je severní osa kladná ve směru na sever, východní osa je kladná ve směru na východ a dolů směřující osa je kladná ve směru dolů.

Převod soustavy Lat/Long (zeměpisná šířka a délka) na soustavu ECEF, použitý v transformaci soustavy zbraně do soustavy NED, převádí souřadnice uváděné v zeměpisných šířkách, délkách a výškách vztažených k elipsoidu WGS 84 do souřadnicové soustavy s počátkem v těžišti Země (jehož osy prochází průsečíkem rovníku a hlavního poledníku, osou rotace Země – poslední osa je kolmá k rovině tvořené těmito dvěma osami, aby splňovala pravotočivé pravidlo).

Země je znázorněna jako referenční elipsoid blíže popsany v modelu Země WGS 84.

Přepočet souřadnicové soustavy zbraně do NED

a) Vstupy

Jako vstupy se vyžadují následující údaje:

- 1) Azimut od zbraně k cíli Az_{gt} (rad) v pravotočivém směru od geodetického severu;
- 2) Poloha střely v souřadnicové soustavě zbraně (vztaženo k MSL), \bar{x} (m);
- 3) Složky rychlosti střely v souřadnicové soustavě zbraně, \bar{u} ($m \cdot s^{-1}$);
- 4) Zeměpisná šířka cíle, ϕ_{target} (rad);
- 5) Zeměpisná šířka zbraně, ϕ_{gun} (rad);
- 6) Zeměpisná délka cíle, λ_{target} (rad);

- 7) Zeměpisná délka zbraně, λ_{gun} (rad);
- 8) Výška cíle nad elipsoidem WGS 84, h_{target} (m);
- 9) Výška zbraně nad elipsoidem WGS 84, h_{gun} (m);
- 10) Výška zbraně nad úrovní mořské hladiny, alt_{gun} (m).

b) Znamé hodnoty

Z modelu WGS 84:

$$R_{equator} = 6\,378\,137 \text{ m}$$

$$f = \frac{1}{298,257223563}$$

$$e^2 = 1 - (1 - f)^2 \cong 0,006694379990141$$

c) Určení souřadnic v soustavě ECEF

Vypočítají se následující souřadnice systému ECEF: osa z směřující na sever podél osy rotace Země, osa x směřující nad rovinu sevřenou zemským rovníkem a hlavním poledníkem a osa y směřující do východního kvadrantu, kolmá k rovině sevřené osami x a z ve smyslu pravotočivé konvence.

$$N_L = \frac{R_{equator}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\phi_L)}} \quad (\text{F.1})$$

$$\vec{r}_L = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N_L + h_L) \cos(\phi_L) \cos(\lambda_L) \\ (N_L + h_L) \cos(\phi_L) \sin(\lambda_L) \\ (N_L(1 - e^2) + h_L) \sin(\phi_L) \end{bmatrix} \quad (\text{F.2})$$

kde index L označuje buď polohu zbraně, nebo cíle.

d) Výpočet matice směrových kosinů (DCM)

Matice směrových kosinů (DCM) použitá k transformaci souřadnic ECEF do soustavy NED je:

$$[\text{DCM}_L] = \begin{bmatrix} -\sin(\phi_L) \cos(\lambda_L) & -\sin(\phi_L) \sin(\lambda_L) & \cos(\phi_L) \\ -\sin(\lambda_L) & \cos(\lambda_L) & 0 \\ -\cos(\phi_L) \cos(\lambda_L) & -\cos(\phi_L) \sin(\lambda_L) & -\sin(\phi_L) \end{bmatrix} \quad (\text{F.3})$$

opět index L označuje buď polohu zbraně, nebo cíle.

e) Určení polohy střely v soustavě NED zbraně

Tohoto je dosaženo opačným pootočením azimutu zbraň–cíl okolo vertikální osy x_2

$$\vec{x}_{\text{NED}_{gun}} = \begin{bmatrix} \text{North}_{gun} \\ \text{East}_{gun} \\ \text{Down}_{gun} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(Az_{gt}) & 0 & -\sin(Az_{gt}) \\ \sin(Az_{gt}) & 0 & \cos(Az_{gt}) \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 - alt_{gun} \\ x_3 \end{bmatrix} \quad (\text{F.4})$$

Příloha F

(normativní)

f) Určení složek vektoru ECEF pro systém zbraň–střela

Transformace vektoru NED na vektor orientovaný v soustavě ECEF používá matici směrových kosinů zbraně.

$$\left[\text{DCM}_{\text{gun}} \right] \vec{X}_{\text{gun}} = \vec{x}_{\text{NED}_{\text{gun}}} \quad (\text{F.5})$$

POZNÁMKA 18

Řešení pro \vec{X}_{gun} .

g) Výpočet složek vektoru ECEF pro systém cíl–střela

Toto se provede nejprve nalezením vektoru vedeného ze středu elipsoidu ke střele. Tento vektor je jednoduše součtem vektoru ECEF zbraně a vektoru ECEF vedeného od zbraně ke střele. Potom odečtením od tohoto vektoru vedeného ze středu elipsoidu ke střele vznikne vektor ECEF cíle.

$$\vec{X}_{\text{target}} = \mathbf{r}_{\text{gun}} + \vec{X}_{\text{gun}} - \vec{r}_{\text{target}} \quad (\text{F.6})$$

h) Určení polohy střely v souřadnicové soustavě NED s počátkem v cíli.

Provede se transformací vektoru ECEF vedeného od cíle ke střele do vektoru směřujícího do NED soustavy cíle použitím matice směrových kosinů cíle DCM.

$$\vec{x}_{\text{NED}} = \left[\text{DCM}_{\text{target}} \right] \vec{X}_{\text{target}} \quad (\text{F.7})$$

i) Určení rychlosti střely v souřadnicové soustavě NED s počátkem v cíli

Tato transformace se podobá výše uvedeným krokům.

i. Určení rychlosti střely v souřadnicové soustavě NED s počátkem ve zbraní

Tohoto je dosaženo opačným pootočením azimutu zbraň–cíl okolo vertikální osy x_2 .

$$\vec{u}_{\text{NED}_{\text{gun}}} = \begin{bmatrix} \dot{\text{North}}_{\text{gun}} \\ \dot{\text{East}}_{\text{gun}} \\ \dot{\text{Down}}_{\text{gun}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(Az_{gt}) & 0 & -\sin(Az_{gt}) \\ \sin(Az_{gt}) & 0 & \cos(Az_{gt}) \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} \quad (\text{F.8})$$

ii. Výpočet složek vektoru rychlosti střely v soustavě ECEF

Provede se transformací vektoru NED do vektoru směřujícího do soustavy ECEF použitím matice směrových kosinů zbraně DCM.

$$\left[\text{DCM}_{\text{gun}} \right] \vec{U} = \vec{u}_{\text{NED}_{\text{gun}}} \quad (\text{F.9})$$

POZNÁMKA 19

Řešení pro \vec{U} .

iii. Výpočet rychlosti střely v souřadnicové soustavě NED s počátkem v cíli

Provede se transformací vektoru ECEF střely do vektoru směřujícího do souřadnicové soustavy cíle NED použitím matice směrových kosinů cíle DCM.

$$\bar{u}_{\text{NED}} = [\text{DCM}_{\text{target}}] \bar{U} \quad (\text{F.10})$$

iv. Výpočet Eulerových úhlů v souřadnicové soustavě NED

Eulerovy úhly rychlosti střely ψ , θ v soustavě NED jsou:

$$\psi = \tan^{-1} \frac{u_E}{u_N} \quad -\pi \leq \psi \leq \pi \quad (\text{F.11})$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{-u_D}{\sqrt{u_E^2 + u_N^2}} \quad -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \quad (\text{F.12})$$

kde u_E , u_N a u_D jsou složky vektoru rychlosti střely (východní, severní a svislá) v souřadnicové soustavě NED cíle.

Další pojmy pro naváděnou municí

G.1 Úvod

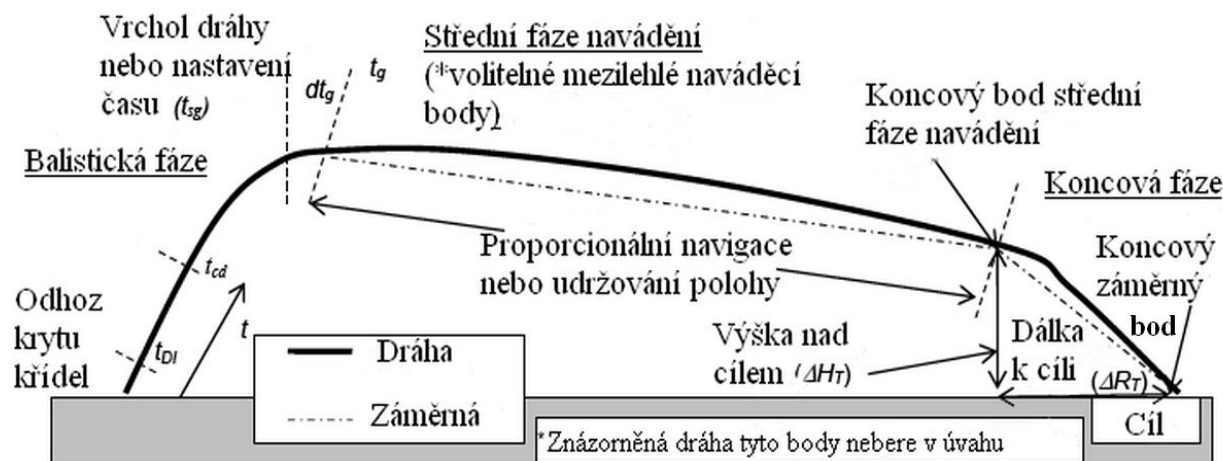
Tato příloha uvádí dvě metody rozšiřující použití modelu dráhy letu modifikovaného hmotného bodu na municí naváděnou během letu.

První metoda se týká munice naváděné využitím globálního systému určování polohy (GPS) anebo inerciálního navigačního systému (INS), které zahrnuje a vyhodnocuje vertikální a horizontální úhel vychýlení pro simulaci letu naváděné munice.

Druhá metoda navádění se týká udržování zamíření munice nebo udržování polohy při klouzavém letu laserem naváděné munice. Rovnice v této příloze se využijí v průběhu naváděné a koncové fáze dráhy letu, kdy munice opouští balistickou dráhu ($t \geq t_g$).

G.2 Model modifikovaného hmotného bodu pro municí naváděnou pomocí GPS

Následující obrázek znázorňuje fáze dráhy letu munice naváděné pomocí GPS. Tato dráha zahrnuje tři fáze: balistickou fázi, fázi proporcionálního navádění a koncovou fázi. První fáze je neřízená balistická fáze probíhající od výstupu z ústí zbraně až do okamžiku t_g , kdy střela zahájí navádění. Po dosažení $t > t_g$, je dráha korigována pomocí proporcionální navigace, dokud dráha nedosáhne koncových podmínek. Až v koncové fázi je dráha formována řídicím paprskem do koncového bodu dopadu.



Obrázek G.1 – Fáze dráhy letu naváděné munice

Rozvinou-li se v průběhu balistické fáze řídicí plochy v čase t_{cd} , je koeficient tvaru a koeficient čelního odporu při nulovém úhlu vychýlení $i_{b_{cd}}$ nebo $C_{D_{0g}}$.

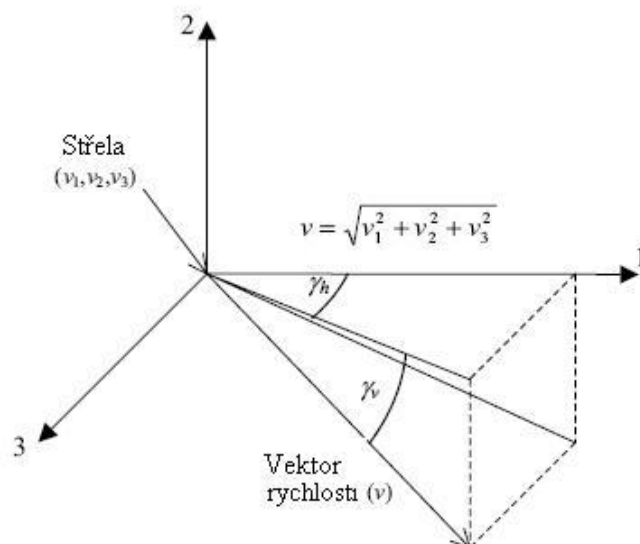
G.3 Směrování munice

Směrování munice se předpokládá stejné jako směrování vektoru rychlosti. Průmět vektoru rychlosti do vertikální γ_v a horizontální γ_h roviny je:

$$\gamma_v = \arcsin\left(\frac{v_2}{v}\right) \quad (\text{G.1})$$

$$\gamma_h = \arctan\left(\frac{v_3}{v_1}\right) \quad (\text{G.2})$$

Pak se definuje jednotkový vektor podél podélné osy munice zahrnující odhad úhlů vychýlení pro simulaci technik navádění v průběhu fáze navádění.



Obrázek G.2 – Úhly pro směřování munice

G.4 Navádění k záměrnému bodu proporcionální navigací

Jednotkový vektor směřující podél podélné osy munice pro proporcionální navigování na počáteční záměrný bod v začátku navádění tg je dán vztahy:

$$\vec{x} = \left\{ \begin{array}{l} \cos(\gamma_v + f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rb_v} \alpha_{v_{rb}}) \cos \left[\gamma_h + \left(\frac{f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}}}{\cos \gamma_v} \right) \right] \\ \sin(\gamma_v + f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rb_v} \alpha_{v_{rb}}) \\ \cos(\gamma_v + f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rb_v} \alpha_{v_{rb}}) \sin \left[\gamma_h + \left(\frac{f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}}}{\cos \gamma_v} \right) \right] \end{array} \right\} \quad (\text{G.3})$$

kde:

$$\alpha_{v_{pn}} = - \frac{8m N_v \dot{\lambda}_v}{\pi \rho d^2 \left(C_{L_{\alpha_g}} + C_{L_{\alpha_g^3}} \alpha_g^2 \right) v} \quad (\text{G.4})$$

$$\alpha_{h_{pn}} = - \frac{8m N_h \dot{\lambda}_h}{\pi \rho d^2 \left(C_{L_{\alpha_g}} + C_{L_{\alpha_g^3}} \alpha_g^2 \right) v} \quad (\text{G.5})$$

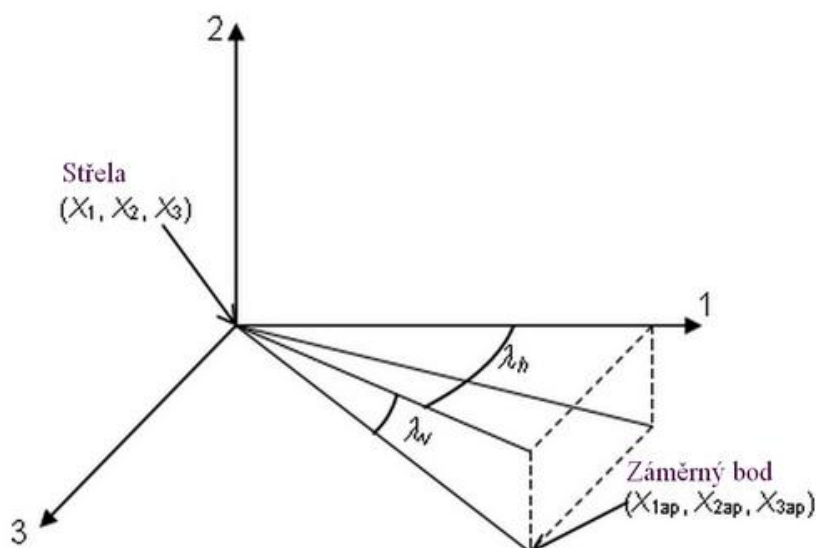
Příloha G
(normativní)

N_v a N_h jsou řídicí faktory ve vertikální a horizontální rovině. Jsou vyjádřeny jako funkce času v době navádění ($t - t_g$).

Směrový úhel nebo úhly vektoru záměrné (od munice k záměrnému bodu) v inerciálním prostoru se získají ze známé polohy záměrného bodu a polohy munice (pro všechny záměrné body ve fázi navádění) z GPS pomocí:

$$\lambda_v = \arctan \left(\frac{X_{2ap} - X_2}{\sqrt{(X_{1ap} - X_1)^2 + (X_{3ap} - X_3)^2}} \right) \quad (\text{G.6})$$

$$\lambda_h = \arctan \left(\frac{X_{3ap} - X_3}{X_{1ap} - X_1} \right) \quad (\text{G.7})$$



Obrázek G.3 – Směrové úhly (vektor záměrné)

Pak rychlosti změny směrových úhlů k záměrnému bodu jsou dány:

$$\dot{\lambda}_v = \frac{\left[(X_{1ap} - X_1)^2 + (X_{3ap} - X_3)^2 \right] \dot{X}_2 - (X_{2ap} - X_2) \left[(X_{1ap} - X_1) \dot{X}_1 + (X_{3ap} - X_3) \dot{X}_3 \right]}{\left[(X_{1ap} - X_1)^2 + (X_{2ap} - X_2)^2 + (X_{3ap} - X_3)^2 \right] \sqrt{(X_{1ap} - X_1)^2 + (X_{3ap} - X_3)^2}} \quad (\text{G.8})$$

$$\dot{\lambda}_h = \frac{(X_{1ap} - X_1) \dot{X}_3 - (X_{3ap} - X_3) \dot{X}_1}{(X_{1ap} - X_1)^2 + (X_{3ap} - X_3)^2} \quad (\text{G.9})$$

a gravitační odchylka ($\alpha_{v gb}$), která je určena funkcí času:

$$\alpha_{v_{gb}} = - \frac{8 g_2 m (\cos \gamma_v)}{\pi \rho d^2 \left(C_{L_{\alpha_g}} + C_{L_{\alpha_g^3}} \alpha_g^2 \right) v^2} \quad (\text{G.10})$$

POZNÁMKA 20

g_2 představuje vertikální složku vektoru tíhového zrychlení.

Stupeň vychýlení $\alpha_{v_{rb}}$ (*Rate Bias*), který je definován jako funkce pozemní vzdálenosti k záměrnému bodu a podílí se na utváření dráhy, je dán vztahem:

$$\alpha_{v_{rb}} = \frac{8m(\gamma_{v_{rb}} - \gamma_v)RB_v}{\pi \rho d^2 \left(C_{L_{\alpha_g}} + C_{L_{\alpha_g^3}} \alpha_g^2 \right) v^2} \quad (\text{G.11})$$

kde RB_v je velikost stupně vychýlení pro pozemní vzdálenost k záměrnému bodu v čase t .

Pro kompenzaci aproximací v rovnicích pohybu se použijí opravné koeficienty f_{α_v} , f_{α_h} , f_{g_b} a f_{rbv} , tak, aby se shodovaly vypočítané a měřené výsledky. Opravný koeficient gravitační odchylky f_{g_b} lineárně zkracuje počáteční vzdálenost od záměrného bodu k 0. Opravné koeficienty jsou definovány v tabulce G.1.

Celkový úhel náběhu v průběhu fáze navádění $\vec{\alpha}_g$ je:

$$\vec{\alpha}_g = \vec{x} - (\vec{x} \cdot \vec{v}) \left(\frac{\vec{v}}{v^2} \right) \quad (\text{G.12})$$

G.5 Maximální úhly vychýlení

Celkový úhel vychýlení, zahrnující horizontální i vertikální složku, nemůže přesáhnout určité meze. Vertikální složka úhlu náběhu při stoupání $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv})$ zvětšuje délku zvyšováním vztlaku a snižuje délku zvyšováním odporu. Tyto protichůdné účinky se vyvažují tak, aby se vyloučilo snížení maximálního dostřelu definováním hranice vertikální složky úhlu náběhu při stoupání $(\alpha_{vu_{max}})$, kterou dovoluje maximální poměr vztlaku k odporu; člen $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$ se musí zanedbat, když výraz $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv})$ se blíží k $\alpha_{vu_{max}}$ nebo když celkový odpor vzroste nad maximální poměr vztlaku k odporu.

Proto pro výraz $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv}) > 0$ platí: omezením vertikální složky úhlu vychýlení při stoupání $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv})$ je $\alpha_{vu_{max}}$. Omezení složky $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$ bude záviset na velikosti $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv})$. Když $\alpha_{vu_{max}}$ je limitní pro $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$, kdy $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv}) = 0$, pak když $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{g_b} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv}) > 0$,

Příloha G

(normativní)

musí být $\alpha_{vu_{max}}$ omezen k zabránění $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$ před nárůstem odporu, který by ohrozil maximální poměr vztlaku k odporu.

Horizontální úhel náběhu je omezen následovně:

$$\left| (f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})_{max} \right| = \alpha_{h_{max}} \sqrt{1 - \frac{(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv})^2}{\alpha_{vu_{max}}^2}} + \alpha_{hg} \quad (G.13)$$

Pro výraz $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv}) \leq 0$ platí, že maximální poměr vztlaku k odporu se už nepoužívá, jelikož zmenšující se vztlak a odpor již dál nepůsobí proti sobě, takže hlavní omezující podmínkou může být výraz $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$.

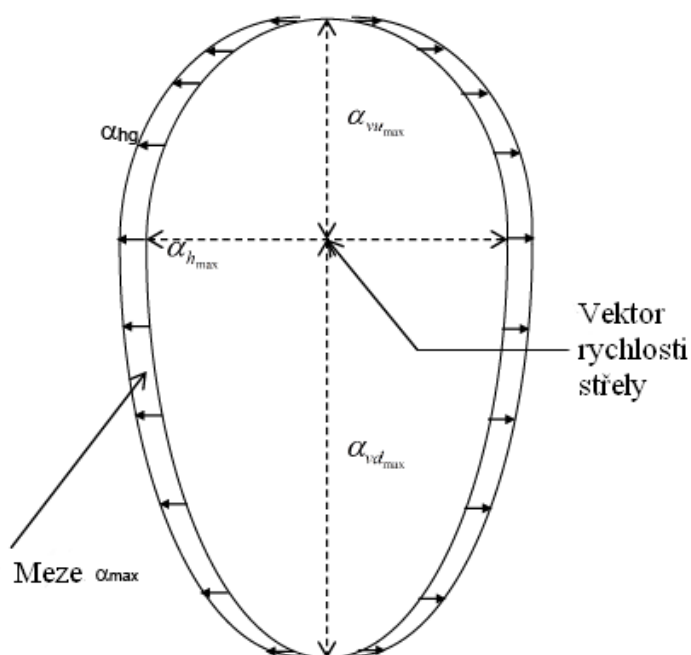
Proto pro výraz $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv}) \leq 0$ platí, že omezením pro $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$ bude $\alpha_{h_{max}}$ a omezení pro $(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv})$ bude záviset na velikosti $(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})$ a na maximální vertikální složce úhlu náběhu při klesání $(\alpha_{vd_{max}})$.

Vertikální úhel náběhu při klesání je omezen následovně:

$$\left(f_{\alpha_v} \alpha_{v_{pn}} + f_{gb} \alpha_{v_{gb}} + f_{rbv} \alpha_{rbv} \right)_{max} = -\alpha_{vd_{max}} \sqrt{1 - \frac{(f_{\alpha_h} \alpha_{h_{pn}})^2}{\alpha_{h_{max}}^2}} \quad (G.14)$$

Maximální vertikální úhel náběhu při stoupání $(\alpha_{vu_{max}})$ a při klesání $(\alpha_{vd_{max}})$ a horizontální úhel náběhu $(\alpha_{h_{max}})$ jsou funkcí Machova čísla.

α_{hg} je doplňková naváděcí konstanta řízení horizontálního úhlu vychýlení – použitá k řízení horizontálního vychýlení; takto se umožní horizontální manévrovatelnost v případě, kdy střela dosáhla max/min hodnotu vertikálního úhlu alfa.



Obrázek G.4 – Maximální úhly náběhu

G.6 Koncová fáze (naváděcí paprsek)

Pomocí následujících rovnic se vypočítá vektor rychlosti střely ve vztahu k záměrnému úhlu cíle a úhlu dopadu. Koncová fáze je zahájena v čase t_g při dosažení dvou následujících podmínek.

$$\lambda_v \leq \lambda_{v_{\max}} \text{ a } \gamma_v \leq \gamma_{v_{\max}} \quad (\text{G.15})$$

Proporcionální navigace nevyklučuje v situaci, kdy se γ_v blíží úhlu střemhlavého letu, vznik nepředvídatelného chování. Dojde-li ke splnění výše uvedených podmínek, musí být rovnice G.12 pro kompenzaci tohoto omezení v proporcionální navigaci pro zbytek dráhy modifikována následovně:

$$\vec{\alpha}_g = \frac{v^2(\Delta\vec{E}) - (\vec{v} \cdot \Delta\vec{E})\vec{v}}{v^2(|\Delta\vec{E}|)} \quad (\text{G.16})$$

$$\text{kde } \Delta\vec{E} = \begin{bmatrix} E_{1_{ap}} - E_1 \\ E_{2_{ap}} - E_2 \\ E_{3_{ap}} - E_3 \end{bmatrix} \quad (\text{G.17})$$

To dává střele reálnou dráhu letu a zabraňuje okamžitému vybočení střely ze záměrného vektoru; rovnice G.17 pak pro předdefinovaný maximální úhel náběhu $\alpha_{g_{\max}}$ (v rad) platí, že jakmile α_g překročí tento úhel, změní se vektor výchyly následovně:

Příloha G
(normativní)

$$\bar{\alpha}_g = \alpha_{g \max} \left(\frac{\bar{\alpha}_g}{\alpha_g} \right) \quad (\text{G.18})$$

Koeficient vztlaku f_L je také modifikován opravným koeficientem koncového vztlaku f_{Lt} tak, že výsledný koeficient vztlaku bude:

$$f_L = f_{Lt} \cdot (f_L) \quad (\text{G.19})$$

G.7 Opravné koeficienty

Tabulka G.1 – Opravné koeficienty

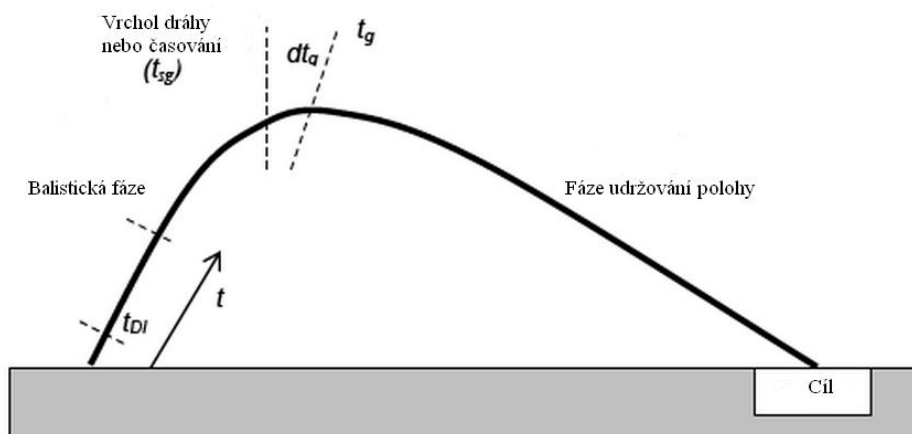
Opravný koeficient požadovaného údaje	Symbol	Funkce
*Vertikální úhel náběhu	f_{α_v}	$f_{\alpha_v} = a_0 + a_1(\lambda_v) + a_2(\lambda_v)^2$
*Gravitační odchylka úhlu náběhu	f_{g_b}	$f_{g_b} = a_0 + a_1(\lambda_v) + a_2(\lambda_v)^2$
*Horizontální úhel náběhu	f_{α_h}	$f_{\alpha_h} = a_0 + a_1(\lambda_h) + a_2(\lambda_h)^2$
*Rychlost vychýlení	f_{rbv}	$f_{rbv} = a_0 + a_1(\lambda_v) + a_2(\lambda_v)^2$
Vztlak v průběhu koncové fáze	f_{Lt}	$f_{Lt} = a_0$

POZNÁMKA 21

* λ_v a λ_h se týkají času t_g .

G.8 Udržování směru (udržování polohy) laserem naváděné munice

(střední fáze navádění)



Obrázek G.5 – Fáze dráhy laserem naváděné munice

Munice naváděná laserem se pohybuje po balistické dráze, dokud čas t nepřesáhne součet doby časování t_{sg} a doby zpoždění dt_a . Nasměrování střely je udržováno od začátku doby klouzavého letu munice t_g . Toto je vyjádřeno následujícími rovnicemi:

$$\vec{x} = \left\{ \begin{array}{l} \cos \gamma_{v_{ig}} \cos \gamma_{h_{ig}} \\ \sin \gamma_{v_{ig}} \\ \cos \gamma_{v_{ig}} \sin \gamma_{h_{ig}} \end{array} \right\} \quad (\text{G.20})$$

Jednotkový vektor zůstává stejný jako (α_g) , celkový úhel náběhu v průběhu fáze navedení je menší nebo rovný $\alpha_{v_{i\max}}$. Jestliže v důsledku poklesu dráhy od záměrného vektoru munice nastane $\alpha_g > \alpha_{v_{i\max}}$, musí být umožněno snížení výškové polohy, aby se zabránilo tomu, že α_g bude příliš velké a způsobí náhlou ztrátu vzlaku.

Když v průběhu navádění nastane $\alpha_g > \alpha_{v_{i\max}}$, je jednotkový vektor:

$$\vec{x} = \left\{ \begin{array}{l} \cos(\gamma_{v_{ig}} + \alpha_{v_{i\max}}) \cos \gamma_{h_{ig}} \\ \sin(\gamma_{v_{ig}} + \alpha_{v_{i\max}}) \\ \cos(\gamma_{v_{ig}} + \alpha_{v_{i\max}}) \sin \gamma_{h_{ig}} \end{array} \right\} \quad (\text{G.20})$$

Slovník pojmů

1. Referenční základna a osy

Pro všechny vektory je jako referenční základna použita kartézská souřadnicová soustava $(\vec{1}, \vec{2}, \vec{3})$, která je pravotočivá, pravoúhlá, nehybná vůči Zemi, a platí v ní:

- Počátek je v bodě, kde místní svislice kolmá k povrchu geoidu a ose kolébkových čepů zbraně, protíná geoid;
- Osa $\vec{1}$ je průsečnicí svislé roviny střelby s vodorovnou rovinou a míří ve směru střelby;
- Osa $\vec{2}$ je rovnoběžná s vektorem tíhového zrychlení \vec{g} a má opačný směr;
- Osa $\vec{3}$ pravotočivě doplňuje souřadnicovou soustavu.

Geoid je plocha uvnitř nebo okolo Země, která je všude kolmá k směru gravitace a splývá se střední úrovní hladiny moře.

2. Geofyzikální aproximace

V tomto standardu se používají následující geofyzikální aproximace:

- Geoid je lokálně aproximován koulí s poloměrem (R) rovným 6 356 766 m;
- Tíhové zrychlení \vec{g} má skalární velikost $g_0 = 9,80665[1 - 0,0026 \cos(2lat)]$ na povrchu výše zmíněné koule a je nepřímo úměrné čtverci vzdálenosti od středu koule. Symbol „lat“ vyjadřuje zeměpisnou šířku (latitudu) počátku souřadnicové soustavy.

3. Coriolisovo zrychlení

Počátek souřadnicové soustavy je spojen s rotující Zemí, a proto se počítá s účinkem Coriolisova zrychlení, které je označeno symbolem $\vec{\Lambda}$.

4. Ustálený úhel náběhu

Ustálený úhel náběhu je definován aproximací partikulárního řešení klasických linearizovaných rovnic kývavého pohybu dynamicky stabilních střel s nejméně trojúhelníkovou symetrií.

POZNÁMKA 22

Na základě srovnání výsledků střeleckých pokusů a simulací pomocí modifikovaného hmotného bodu bylo zjištěno, že náměry odpovídající ustálenému úhlu náběhu 0,6 radiánů poskytují dobrou aproximaci pro prakticky maximální náměry zbraňových systémů. Náměry přesahující uvedené meze mohou zavinit nepravidelné letové chování projevující se zvětšeným rozptylem ve stranové rovině. Podrobnosti lze nalézt v literatuře odkazované v STANAG 4355: Collings, W.Z. and Lieske, R.F., „A study of Artillery Shell Drift at High Angle of Fire Using Solar Aspects Sensors“, BRL-MR-2244, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, Maryland, November 1972.

5. Náraz větru

Náraz větru eliminuje účinky přechodných změn úhlu náběhu, způsobených porывy větru. To dává modelu modifikovaného hmotného bodu schopnost provádět opravy druhého řádu vzhledem k účinku větru, a to změny délky vlivem příčného větru a změny strany vlivem podélného větru.

6. Opravné koeficienty

Ke kompenzaci nepřesnosti aproximací použitých v "Lieskeho modelu modifikovaného hmotného bodu" a nepřesnosti aerodynamických dat jsou použity opravné koeficienty, které umožňují dosažení souladu mezi vypočítanými a experimentálně zjištěnými hodnotami délky, stranové odchylky a doby letu.

Používají se dva systémy opravných koeficientů, založené na využití náměru anebo Machova čísla, jak ukazuje přehledová tabulka H.1.

Tabulka H.1 – Používané systémy opravných koeficientů

Oprava	Opravovaný údaj jako funkce (atribut)	
	Náměr (jedna funkce pro každou náměř)	Machovo číslo (stejná funkce pro všechny náměře)
Délka 1. řádu, všechny náměry	* Koeficient tvaru: i (Koeficient čelního odporu $f_D = 1$)	Koeficient čelního odporu: f_D (Tvarový koeficient: $i = 1$)
Derivace	Koeficient vztlaku: f_L	Koeficient vztlaku: f_L
Délky 2. řádu, horní skupina úhlů	Koeficient odporu závislý na úhlu náběhu: Q_D	Koeficient odporu závislý na úhlu náběhu: Q_D
Výška vrcholu a doba letu	Koeficient Magnusovy síly: Q_M	Koeficient Magnusovy síly: Q_M

POZNÁMKA 23

* V mnoha zemích se jako opravný koeficient používá balistický koeficient $C = m_r / i \cdot d^2$ místo bezrozměrného koeficientu tvaru i .

Účinnost českého obranného standardu od: **30. ledna 2019**

Změny:

Změna číslo	Účinnost od	Změnu zpracoval	Datum zpracování	Poznámka

Upozornění: Oznámení o českých obranných standardech jsou uveřejňována měsíčně ve Věstníku Úřadu pro technickou normalizaci, metrologii a státní zkušebnictví v oddíle „Ostatní oznámení“ a Věstníku MO.

V případě zjištění nesrovnalostí v textu tohoto ČOS zasílejte připomínky na adresu distributora.

Rok vydání: 2019, obsahuje 42 listů
Tisk: Ministerstvo obrany ČR
Distribuce: Odbor obranné standardizace Úř OSK SOJ, nám. Svobody 471, 160 01 Praha 6
Vydal: Úřad pro obrannou standardizaci, katalogizaci a státní ověřování jakosti
www.oos.army.cz
NEPRODEJNÉ
