



ČESKÝ OBRANNÝ STANDARD

| | |
|-----------------------------------|--|
| 109003 1. vydání | TECHNICKÝ MODEL PRO KALKULACI AERODYNAMICKÝCH KOEFICIENTŮ |
|-----------------------------------|--|

| | |
|-----------|--|
| ZAVÁDÍ | STANAG 4655, Ed. 1 AN ENGINEERING MODEL TO ESTIMATE AERODYNAMIC COEFFICIENTS Technický model pro kalkulaci aerodynamických koeficientů |
| NAHRAZUJE | ČOS nenahrazuje žádnou normu nebo standard |

(VOLNÁ STRANA)

ČESKÝ OBRANNÝ STANDARD
TECHNICKÝ MODEL PRO KALKULACI AERODYNAMICKÝCH KOEFICIENTŮ

Základem pro tvorbu tohoto standardu byl originál následujícího dokumentu:

STANAG 4655, Ed. 1 AN ENGINEERING MODEL TO ESTIMATE
AERODYNAMIC COEFFICIENTS
Technický model pro kalkulaci aerodynamických
koeficientů

© Úřad pro obrannou standardizaci, katalogizaci a státní ověřování jakosti

Praha 2022

OBSAH

| | Strana |
|--|--------|
| 1. Předmět standardu | 5 |
| 2. Nahrazení standardů (norem)..... | 5 |
| 3. Související dokumenty | 5 |
| 4. Zpracovatel ČOS | 5 |
| 5. Použité zkratky, značky | 5 |
| 5.1 Zkratky | 5 |
| 5.2 Definice | 6 |
| 5.3 Indexy..... | 10 |
| 6. Aerodynamika těla | 11 |
| 6.1 Výpočet odporu těla | 11 |
| 6.2 Výpočet vztlakové síly těla | 11 |
| 6.3 Výpočty momentů těla..... | 11 |
| 7. Aerodynamika stabilizačních křidélek | 12 |
| 7.1 Výpočet odporu stabilizačních křidélek | 12 |
| 7.2 Výpočet vztlakové síly stabilizačních křidélek | 12 |
| 7.3 Výpočty momentů stabilizačních křidélek..... | 13 |
| 8. Aerodynamika obecného úhlu náběhu | 13 |
| Přílohy | |
| Příloha A Seznam požadavků | 16 |
| Příloha B Aerodynamika těla střely..... | 19 |
| Příloha C Metody výpočtu vztlakové síly a momentu pro tělo střely | 31 |
| Příloha D Metody výpočtu odporu pro střely stabilizované křídélky | 40 |
| Příloha E Metody výpočtu vztlakové síly a momentu pro křídélkový stabilizátor..... | 44 |
| PŘÍLOHA F AERODYNAMIKA OBECNÉHO NÁBĚHU | 53 |

1 Předmět standardu

ČOS 109003, 1. vydání „Technický model pro kalkulaci aerodynamických koeficientů“, zavádí v České republice STANAG 4655 Ed. 1 „An Engineering Model to Estimate Aerodynamic Coefficients“.

Ke kalkulaci aerodynamických koeficientů projektilů se využívají různé metody (měření v aerodynamickém tunelu, balistické střelby nebo technické modely projektilů).

Tento ČOS standardizuje – ve smyslu požadavku pozemních a námořních sil NATO – technologie technického modelu určeného ke kalkulaci aerodynamických koeficientů technikou skládání komponent.

Standard je závazný od data účinnosti tohoto standardu pro nově vyvíjenou nebo do výzbroje Armády České republiky (dále AČR) zaváděnou munici pro přímou i nepřímou střelbu, u které bude předpokládáno využití i v dalších zemích NATO.

2 Nahrazení standardů (norem)

Tento standard nenahrazuje žádný předchozí standard nebo předpis ani žádnou normu.

3 Související dokumenty

V tomto ČOS jsou normativní odkazy na následující citované dokumenty (celé nebo jejich části), které jsou nezbytné pro jeho použití. U odkazů na datované citované dokumenty platí tento dokument bez ohledu na to, zda existují novější vydání/edice tohoto dokumentu. U odkazů na nedatované dokumenty se používá pouze nejnovější vydání/edice dokumentu (včetně všech změn).

| | |
|-------------|--|
| STANAG 4355 | THE MODIFIED POINT MASS AND FIVE DEGREES OF FREEDOM TRAJECTORY MODELS Model dráhy letu modifikovaného hmotného bodu a model dráhy letu s pěti stupni volnosti |
| ČOS 109001 | MODEL DRÁHY LETU MODIFIKOVANÉHO HMOTNÉHO BODU A MODEL DRÁHY LETU S PĚTI STUPNI VOLNOSTI |

4 Zpracovatel ČOS

VTÚ-026 s.p., Praha, odštěpný závod VTÚVM Slavičín, Ing. Alois Tichý.

5 Použité zkratky, značky

5.1 Zkratky

| Zkratka | Název v originálu | Český název |
|---------|---|---|
| ICAO | International Civil Aviation Organisation | Mezinárodní organizace pro civilní letectví |
| MAC | Mean aerodynamic chord | Střední aerodynamická hloubka (křídélka) |
| MACH | Mach number | Machovo číslo |

| | | |
|----------------|--------------------------|---------------------|
| Zkratka | Název v originálu | Český název |
| SBT | Slender Body Theory | Teorie štíhlých těl |

5.2 Definice

| Symbol | Definice | Vztahy |
|--------------------|--|----------------------------|
| A | Poměr rozměrů (<i>aspect ratio</i>) Osová (axiální) síla (<i>axial force</i>) | $\frac{b^2}{S}$ |
| a | Rychlost zvuku (<i>speed of sound</i>) | |
| b, b_{exp} | Rozpětí křidélek, obtékané rozpětí křidélek (bez podílu těla střely) / <i>wing span, exposed wing span (without body contribution)</i> | |
| C_A | Koeficient osově (axiální) síly (<i>axial force coefficient</i>) | $\frac{A}{qS}$ |
| \bar{c}_{dc} | Koeficient odporu příčného proudu (<i>cross flow drag coefficient</i>) | |
| C_D | Koeficient odporu (<i>drag coefficient</i>) | $\frac{D}{qS}$ |
| C_{D_0} | Koeficient odporu pro nulový úhel náběhu (<i>zero yaw drag coefficient</i>) | |
| C_{D_b} | Koeficient dnového odporu (<i>base drag coefficient</i>) | |
| $C_{D_{bt}}$ | Koeficient odporu zadní části (<i>boat-tail drag coefficient</i>) | |
| C_{D_c} | Koeficient odporu válcové části (<i>cylindrical drag coefficient</i>) | |
| C_{D_g} | Koeficient odporu drážek (závitové části) (<i>grooves drag coefficient</i>) | |
| $C_{D_{groove}}$ | | |
| C_{D_f} | Koeficient třecího odporu (<i>friction drag coefficient</i>) | $C_f \frac{S_{wetted}}{S}$ |
| $C_{D_{fin}}$ | Koeficient odporu křidélek při nulovém úhlu náběhu (<i>fin drag coefficient at zero yaw</i>) | |
| $C_{D_{finwave}}$ | Koeficient vlnového odporu křidélek (<i>wave drag coefficient of fins</i>) | |
| $C_{D_{FL}}$ | Koeficient odporu stabilizačního kužele (<i>boat-tail / flare drag coefficient</i>) | |
| C_{D_n} | Koeficient odporu přední ogiválové části (<i>nose drag coefficient</i>) | |
| $C_{D_{Nubs}}$ | Koeficient odporu vodicích nálitků (<i>nubs drag coefficient</i>) | |
| C_{D_p} | Koeficient odporu tlaku (<i>pressure drag coefficient</i>) | |
| $C_{D_{pr}}$ | Koeficient odporu výstupků (<i>protuberance drag coefficient</i>) | |
| $C_{D_{\alpha^2}}$ | Koeficient odporu pro kvadratický úhel náběhu (<i>quadratic yaw drag coefficient</i>) | |
| C_f | Koeficient tření (<i>friction coefficient</i>) | |
| C_{f_L} | Koeficient laminárního tření (<i>laminar friction coefficient</i>) | |
| C_{f_T} | Koeficient turbulentního tření (<i>turbulent friction coefficient</i>) | |

| | | |
|------------------------------|--|---|
| C_L | Koeficient vztlakové síly (<i>lift force coefficient</i>) | $\frac{L}{qS}$ |
| $C_{L\alpha}$ | Koeficient vztlakové síly závislý na úhlu náběhu (<i>lift force coefficient slope</i>) | $\frac{\delta C_L}{\delta \alpha}$ |
| $C_{L\alpha 0}$ | Koeficient vztlakové síly při nulovém úhlu náběhu (<i>lift force coefficient slope at zero yaw</i>) | |
| $C_{L\alpha^3}$ | Kubický koeficient vztlakové síly (<i>cubic lift force coefficient – STANAG 4355</i>) | |
| C_l | Koeficient momentu rotace (<i>rolling moment coefficient</i>) | $\frac{L}{qSd}$ |
| C_{Lp} | Koeficient momentu tlumicího rotaci (vyvolaného třením) (<i>spin damping moment coefficient</i>) | |
| C_{lp} | Koeficient momentu tlumicího rotaci (u střel s křídélkovou stabilizací) (<i>spin damping moment coefficient</i>) | $\frac{\delta C_l}{\delta \left(\frac{pd}{2V} \right)}$ |
| $C_{l\delta}$ | Koeficient momentu rotace (<i>roll producing moment coefficient</i>) | $C_{l\delta} \delta$ |
| $C_{l\delta}$ | Koeficient momentu rotace závislý na úhlu natočení nálitků (<i>roll producing moment coefficient slope</i>) | |
| C_m | Koeficient klopného momentu (<i>overturning (pitch) moment coefficient</i>) | $\frac{M}{qSd}$ |
| C_{mq} | Koeficient momentu tlumicího klopení (<i>pitch damping moment coefficient</i>) | $\frac{\delta C_m}{\delta \left(\frac{Qd}{2V} \right)}$ |
| $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ | Součet koeficientů momentů tlumicích klopení (<i>sum of pitch damping moment coefficient</i>) | |
| $C_{m\alpha}$ | Koeficient klopného momentu závislý na úhlu náběhu (<i>overturning (pitch) moment coefficient slope</i>) | $\frac{\delta C_m}{\delta \alpha}$ |
| $C_{m\alpha 0}$ | Koeficient klopného momentu pro nulový úhel náběhu (<i>overturning (pitch) moment coefficient slope at zero yaw</i>) | |
| $C_{m\dot{\alpha}}$ | Koeficient momentu tlumicího klopení (<i>pitch damping moment coefficient</i>) | $\frac{\delta C_m}{\delta \left(\frac{\dot{\alpha}d}{2V} \right)}$ |
| $C_{m\alpha^3}$ | Kubický koeficient klopného momentu (<i>cubic overturning (pitch) moment coefficient – STANAG 4355</i>) | |
| C_n | Koeficient otáčivého momentu (<i>yawing moment coefficient</i>) | $\frac{N}{qSd}$ |
| $C_{n\alpha}$ | Koeficient otáčivého momentu závislý na úhlu náběhu (Magnus) (<i>yaw (Magnus) moment coefficient slope</i>) | $\frac{\delta C_n}{\delta \alpha}$ |
| $C_{np\alpha}$ | Koeficient Magnusova momentu závislý na úhlu náběhu (<i>Magnus moment coefficient slope</i>) | $\frac{\delta^2 C_n}{\delta \left(\frac{pd}{2V} \right) \delta}$ |

| | | |
|-----------------|---|---|
| C_N | Koeficient normálové síly (<i>normal force coefficient</i>) | $\frac{N}{qS}$ |
| $C_{N\alpha}$ | Koeficient normálové síly závislý na úhlu náběhu (<i>normal force coefficient slope</i>) | $\frac{\delta C_N}{\delta \alpha}$ |
| $C_{N\alpha 0}$ | Koeficient normálové síly pro nulový úhel náběhu (<i>normal force coefficient slope at zero yaw</i>) | |
| C_p | Koeficient tlaku (<i>pressure coefficient</i>) | |
| C_Y | Koeficient stranové síly (<i>side force coefficient</i>) | $\frac{Y}{qS}$ |
| $C_{Yp\alpha}$ | Koeficient Magnusovy síly závislý na úhlu náběhu (<i>Magnus force coefficient slope</i>) | $\frac{\delta^2 C_Y}{\delta \left(\frac{pd}{2V} \right) \delta}$ |
| C_{wetted} | Podíl obtékané plochy (<i>surface area ratio</i>) | |
| C.G. | Těžiště (<i>center of gravity</i>) | |
| c | Hloubka křídélka (<i>chord</i>) | |
| \bar{c} | Střední aerodynamická hloubka křídélka (<i>mean aerodynamic chord –MAC</i>) | |
| D | Odporová síla (odpor) (<i>drag</i>) | |
| d | Průměr, průměr těla střely, ráže střely (<i>diameter, projectile body diameter, caliber of the projectile</i>) | |
| e | Šířka drážky (<i>width of grooves</i>) | |
| g | Spára mezi křídélkou a tělem (<i>gap between fin and body</i>) | |
| h | Hloubka drážky (<i>depth of groove</i>) | |
| K, k | Součinitel vlivu interference, koeficient tvaru (<i>interference effect factor, shape factor</i>) | |
| L | Vztlaková síla (vztlak) (<i>lift force</i>) | |
| L | Moment rotace (<i>rolling moment</i>) | |
| l | Délka (<i>length</i>) | |
| LND | Poměrná délka předního ogiválu (l_n) k průměru těla (d) (<i>proportion of nose length (l_n) to body diameter (d)</i>) | $\frac{l_n}{d}$ |
| LBD | Poměrná délka těla (l_b) k průměru těla (d) (<i>proportion of body length (l_b) to body diameter (d)</i>) | $\frac{l_b}{d}$ |
| M | Klopný moment, moment kývání (<i>overturning moment, pitch moment</i>) | |
| Ma | Machovo číslo (<i>Mach number</i>) | $\frac{V}{a}$ |
| N | Otáčivý moment (<i>yawing moment</i>) | |
| N | Normálová síla (<i>normal force</i>) | |
| n | Počet částí (<i>number of parts</i>) | |
| p | Rychlost otáčení střely (<i>projectile spin rate</i>) | |

| | | |
|--------------------|---|------------------------|
| \hat{p} | Bezrozměrná charakteristika rychlosti otáčení střely (<i>dimensionless spin rate</i>) | $\frac{pd}{2V}$ |
| q | Dynamický tlak (<i>kinetic pressure</i>) | $\frac{1}{2}\rho V^2$ |
| r | Poloměr (<i>radius</i>) | |
| r_{loc} | Místní poloměr těla (<i>local body radius</i>) | |
| Re | Reynoldsovo číslo (<i>Reynolds number</i>) | |
| RR | Poměrný poloměr – poměr tangenciálního poloměru (r') ke skutečnému zakřivení (r) (<i>radius ratio – proportional of tangential radius (r') to radius of true curvature (r)</i>) | $RR = r'/r$ |
| S | Referenční plocha (<i>reference area</i>) | $\pi d^2/4$ |
| S_c | Plocha podélného řezu (<i>lateral projection area</i>) | |
| $S_{forehead}$ | Čelní plocha výstupku (<i>forehead of surface protuberance</i>) | |
| S_{wetted} | Plocha obtékaného povrchu (bez dnové části) (<i>surface wetted area (without base)</i>) | |
| t | Tloušťka (<i>thickness</i>) | |
| V | Rychlost (<i>velocity</i>) | |
| V_B | Objem střely (<i>volume of projectile</i>) | |
| Y | Stranová síla (<i>side force</i>) | |
| Λ | Úhel šípu (křídélek) (<i>sweep angle</i>) | |
| $\Lambda_{c/2}$ | Úhel šípu v polovině hloubky křídélek (<i>half chord sweep angle</i>) | |
| α | Úhel náběhu (<i>angle of attack, yaw angle</i>) | |
| β | Parametr stlačitelnosti (<i>compressibility parameter</i>) | $\sqrt{ Ma^2 - 1 }$ |
| δ | Úhel natočení vodicích nálitků (<i>nub incidence angle</i>) | |
| ε | Úhel kuželové dnové části nebo stabilizačního kužele (pro kužel = záporný úhel) (<i>base cone / flare angle (negative angle value = flare)</i>) | |
| ε_{bt} | Úhel zadního ogiválu (<i>boat-tail angle</i>) | |
| η | Poměr odporu příčného proudu na válci konečné délky k odporu nekonečně dlouhého válce (<i>the ratio of the cross-flow drag on a finite cylinder to the drag of an infinite cylinder</i>) | |
| ρ | Hustota vzduchu (<i>air density</i>) | |
| ν | Kinematická viskozita (<i>kinematic viscosity</i>) | |
| μ | Machův úhel (<i>Mach angle</i>) | $\arcsin \frac{1}{Ma}$ |
| x_{ac} | Vzdálenost působíště aerodynamických sil (<i>aerodynamic center</i>) | |
| x_{cg} | Vzdálenost těžiště (<i>center of gravity</i>) | |
| x_{cp} | Vzdálenost působíště tlaku (<i>center of pressure</i>) | |
| x'_{cp} | Vzdálenost působíště tlaku v rážích (<i>center of pressure in</i> | |

diameters)

5.3 Indexy

| | | | |
|-------------|--|----------------|--|
| <i>av</i> | Střední hodnota (<i>average</i>) | <i>LE</i> | Náběžná hrana křídélka (<i>leading edge</i>) |
| <i>B, b</i> | Tělo, základna (<i>body, base</i>) | <i>local</i> | Místní (<i>local</i>) |
| <i>bc</i> | Základna válcové části (<i>cylinder base</i>) | <i>n, nose</i> | Ogivalová (přední) část střely (<i>nose</i>) |
| <i>bt</i> | Zadní část střely, základna kužele / stabilizačního kužele (<i>boat-tail, base cone/flare</i>) | <i>Nubs</i> | Vodicí nálitky (<i>nubs</i>) |
| <i>c</i> | Válec (<i>cylinder</i>) | <i>pr</i> | Výstupek (<i>protuberance</i>) |
| <i>disc</i> | Disková část (<i>disc</i>) | <i>r</i> | Kořen křídélka (<i>root</i>) |
| <i>exp</i> | Obtékané křídélko (<i>wetted fin</i>) | <i>stepBW</i> | zadní plocha výstupku (<i>step backward</i>) |
| <i>f</i> | Tření (<i>friction</i>) | <i>stepFW</i> | Přední plocha výstupku (<i>step backward</i>) |
| <i>ff</i> | Interakce mezi křídélky (<i>fin-fin</i>) | <i>t</i> | Špička střely (<i>tip</i>) |
| <i>fin</i> | Křídélko (<i>fin</i>) | <i>tb</i> | Prodloužený zadek střely (<i>tailboom</i>) |
| <i>FL</i> | Stabilizační kužel (<i>flare</i>) | <i>TE</i> | Odtoková hrana křídélka (<i>trailing edge</i>) |
| <i>fl</i> | Laminární tření (<i>laminar friction</i>) | <i>W, w</i> | Křídlo (<i>wing</i>) |
| <i>ft</i> | Turbulentní tření (<i>turbulent friction</i>) | <i>wb</i> | Křídlo-tělo (<i>wing-body</i>) |
| <i>g</i> | Drážka (<i>groove</i>) | <i>wetted</i> | Obtékaná plocha (<i>wetted area</i>) |
| <i>int</i> | Interference (<i>interference</i>) | | |

6. Aerodynamika těla

6.1 Výpočet odporu těla

Odpor střely při nulovém úhlu náběhu je tvořen součtem:

- odporu tlaku působícího na přední ogivál, zadní ogivál nebo stabilizační kužel, zadní prodloužení, dno, výstupky (vodící obroučka, drážky a pole), vodící nálitky;
- třecího odporu – podle následující rovnice:

$$C_{D_0} = C_{D_n} + C_{D_{FL}} + C_{bt} + C_{D_b} + C_{D_{pr}} + C_{D_f} \quad (1)$$

Detailní metody stanovení koeficientů složek odporu tlaku a třecího odporu jsou uvedeny v příloze B.

6.2 Výpočet vztlakové síly těla

Koeficient vztlakové síly je odvozen z vypočítaného koeficientu normálové síly a odporu při nulovém úhlu náběhu

$$C_{L_{\alpha_0}} = C_{N_{\alpha_0}} - C_{D_0} \quad (2)$$

Koeficient gradientu normálové síly se stanovuje jako součet gradientů složek

$$C_{N_{\alpha_0}} = C_{N_{\alpha_{n0}}} + C_{N_{\alpha_{b0}}} + \Delta C_{N_{\alpha_0}} \quad (3)$$

Složky $C_{N_{\alpha_{n0}}}$, $C_{N_{\alpha_{b0}}}$ a $\Delta C_{N_{\alpha_0}}$ jsou koeficient normálové síly předního ogiválu, koeficient normálové síly těla a změna koeficientu normálové síly vyvolaná zadním ogiválem nebo stabilizačním kuželem (včetně případného zadního prodloužení).

Detailní metody stanovení koeficientů vztlakové síly a třecího odporu jsou uvedeny v příloze C.

6.3 Výpočty momentů těla

Koeficient klopného momentu pro nulový úhel náběhu se vypočítá jako součet koeficientů složek

$$C_{m_{\alpha_0}} = C_{m_{\alpha_{n0}}} + C_{m_{\alpha_{b0}}} + \Delta C_{m_{\alpha_0}} \quad (4)$$

Složky $C_{m_{\alpha_{n0}}}$, $C_{m_{\alpha_{b0}}}$ a $\Delta C_{m_{\alpha_0}}$ jsou koeficient klopného momentu předního ogiválu, koeficient klopného momentu těla a změna koeficientu klopného momentu vyvolaná zadním ogiválem nebo stabilizačním kuželem (včetně případného zadního prodloužení).

Součet koeficientů momentu tlumícího klopení se vypočítá ze vztahu

$$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 C_{N_{\alpha}} \left(\frac{l}{d}\right)^2 \left(l_{eff} - \frac{x_{cg}}{l}\right)^2 \quad (5)$$

Koeficient Magnusovy síly $C_{Y_{p\alpha}}$ se vypočítá podle

$$C_{Y_{p\alpha}} = k (Ma) \frac{V_B}{5 d_b^3} \quad (6)$$

kde

$k(Ma)$ = koeficient zavádějící do výpočtu Machovo číslo,
 V_B = objem těla,
 d_b = průměr těla.

Koeficient Magnusova momentu se vypočítá z

$$C_{n_{p\alpha}} = C_{Y_{p\alpha}} \frac{(x_{cg} - x_{forcecenterum})}{d} \quad (7)$$

Detailní metody stanovení koeficientů klopného momentu $C_{m_{\alpha_0}}$, momentu tlumicího klopení $C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$, koeficientu Magnusovy síly $C_{Y_{p\alpha}}$ a koeficientu Magnusova momentu $C_{n_{p\alpha}}$ jsou uvedeny v příloze C.

7. Aerodynamika stabilizačních křidélek

7.1 Výpočet odporu stabilizačních křidélek

Odpor střely při nulovém náběhu se skládá z dílčích odporů předního ogiválu, válcové části, zadního ogiválu nebo stabilizačního kužele, zadního prodloužení, dna, výstupků (vodící obroučka, drážky atd.), vodících nálitků a křidélek. Odpovídající koeficient odporu C_{D_0} může být zapsán jako součet ve tvaru

$$C_{D_0} = C_{D_{body}} + C_{D_{fin}} \quad (8)$$

Tato kapitola popisuje zjednodušenou metodu výpočtu koeficientu odporu křidélek $C_{D_{fin}}$. Další složky odporu jsou uvedeny v kapitole 6.1 a jediným rozdílem oproti rovnici 1 je doplnění $C_{D_{fin}}$.

Koeficient odporu křidélek ($C_{D_{fin}}$) při nulovém úhlu náběhu se vypočítá

$$C_{D_{fin}} = C_{D_{finwave}} + C_{D_{finLE}} + C_{D_{finTE}} + C_{D_{finviscous}} \quad (9)$$

Indexy LE a TE označují náběžnou a odtokovou hranu křidélek.

Detailní metody stanovení koeficientů složek odporu jsou uvedeny v příloze D.

7.2 Výpočet vztlakové síly stabilizačních křidélek

Vztlak a klopný moment střel šípově (křídélky) stabilizovaných se získají sečtením podílů těla a křidélek. Metody určování vztlaku těla jsou popsány v kapitole 6.

Celkový koeficient střely $C_{N_{\alpha_0}}$ se stanovuje sečtením podílů křídla a těla podle rovnice

$$C_{N_{\alpha_0}} = \left| C_{N_{\alpha_0}} \right|_b + K_{int_{wb}} K_{int_{ff}} \left| C_{N_{\alpha_0}} \right|_w \quad (10)$$

Celkový koeficient vztlakové síly $C_{L\alpha_0}$ se nakonec vypočítá odečtením odporu C_{D_0} od koeficientu normálové síly $C_{N\alpha_0}$.

$$C_{L\alpha_0} = C_{N\alpha_0} - C_{D_0} \quad (11)$$

Detailní metody stanovení koeficientů složek normálové síly jsou uvedeny v příloze E.

7.3 Výpočty momentů stabilizačních křidélek

Moment tlumení klopení vyvolaný křídélky se vypočítá z rovnice

$$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 K_{int_{wb}} K_{int_{ff}} [C_{N\alpha_0}]_w \left(\frac{\Delta x}{d}\right)^2 \quad (12)$$

kde

$$\begin{aligned} C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} &= \text{součet koeficientů momentu tlumícího klopení,} \\ [C_{N\alpha_0}]_w &= \text{gradient koeficientu normálové síly,} \\ \Delta x &= \text{vzdálenost mezi hmotným těžištěm a aerodynamickým} \\ &\quad \text{těžištěm křidélek,} \\ d &= \text{průměr těla střely.} \end{aligned}$$

Celkový koeficient momentu tlumícího klopení střely se určí sečtením podílů těla a křidélek.

Koeficient momentu rotace se vypočítá z rovnice

$$C_{l_o} = n_{fin} \frac{[C_{N\alpha_0}]_w}{2} \delta_{eff} \frac{y_{arm}}{d} \quad (13)$$

kde n_{fin} je počet křidélek stabilizátoru a δ_{eff} je skutečný úhel vyklonění křidélek.

Magnusův moment (v případě kladného úhlu vyklonění křidélek vyvolává natočení přední části střely doleva) se vypočítá z rovnice

$$C_{n_\alpha} = -\left(\frac{8}{\pi}\right) K_{int_{wb}} K_{int_{ff}} [C_{N\alpha_0}]_w \delta_{eff} \quad (14)$$

kde

$$\delta_{eff} = \delta_{basic} + \delta_{bevel} \quad \text{a} \quad \delta_{bevel} = \delta_{bevel_0} \cos\left(\frac{\mu}{A_{exp}}\right)$$

Detailní metody stanovení momentu tlumícího klopení, momentu rotace, momentu tlumení rotace a Magnusova momentu jsou uvedeny v příloze E.

8. Aerodynamika obecného úhlu náběhu

Vliv úhlu náběhu α na aerodynamiku je vyjádřen ve tvaru

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 \quad (15)$$

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_0} + C_{L\alpha^3} \alpha^2 \quad (16)$$

$$C_{m\alpha} = C_{m\alpha_0} + C_{m\alpha^3} \alpha^2 \quad (17)$$

Index 0 označuje hodnotu pro nulový úhel náběhu. Vliv úhlu náběhu se do výpočtu zavede pouze výše uvedenými třemi koeficienty (rovnice 15, 16, 17).

Detailní metody stanovení výše uvedených koeficientů jsou uvedeny v příloze F.

PŘÍLOHY

Příloha A
(normativní)

Seznam požadavků

| Parametr | Jednotky | Parametr | Jednotky |
|--|----------|---|----------|
| Celková délka střely (<i>Total length of projectile</i>) | [mm] | Poměr tloušťky tupé odtokové hrany stabilizačního křídélka ke střední hloubce křídélka (<i>Blunt trailing edge thickness / average wing chord length</i>) | [-] |
| Celkové rozpětí stabilizačních křidélek (<i>Total span of wing</i>) | [mm] | Průměr těla střely (s drážkou nebo bez drážky) (<i>Diameter of body (w/o groove)</i>) | [mm] |
| Délka válcové části střely (<i>Length of cylindrical part</i>) | [mm] | Průměr těla střely v místě drážky (<i>True diameter of body (at groove bottom)</i>) | [mm] |
| Délka ogiválové (přední) části (<i>Length of Nose</i>) | [mm] | Průměr těla před drážkováním (<i>Diameter before steps</i>) | [mm] |
| Délka základny kužele nebo stabilizačního kužele (<i>Length of base cone/flare</i>) | [mm] | Průměr těla za drážkováním (<i>Diameter after steps</i>) | [mm] |
| Délka nosiče stabilizátoru (<i>Length of tail boom</i>) | [mm] | Průměr střely (ráže) (<i>Diameter of projectile</i>) | [mm] |
| Délka kořene vodícího nálitku (<i>Nub root chord</i>) | [mm] | Průměr špičky střely (<i>Diameter of nose-tip</i>) | [mm] |
| Délka drážkované části (závitové) střely (<i>Groove pattern length</i>) | [mm] | Spára mezi křídélky a tělem střely (<i>Gap between fin and body</i>) | [mm] |
| Délka špičky střely (<i>Length of nose-tip</i>) | [mm] | Střední klínovitost – zlomek (0...1) (<i>Average WEDGE fraction 0...1</i>) | [-] |
| Hloubka kořene stabilizačního křídélka (<i>Length of wing root chord</i>) | [mm] | Šířka drážek (<i>Width of grooves</i>) | [mm] |
| Hloubka konce stabilizačního křídélka (<i>Length of wing tip chord</i>) | [mm] | Typ profilu stabilizačního křídélka (<i>Airfoil type</i>) | [-] |
| Koeficient obtékané plochy (<i>Wetted area coefficient</i>) | [-] | Úhel šípů náběžné hrany křídélka (<i>Leading edge sweep angle</i>) | [deg] |
| Mezní vrstva na předním ogiválu: 1 = laminární, 0 = turbulentní (<i>Boundary layer at nose part: 1 = laminar, 0 =</i> | [-] | Účinek zkosení: celkový (<i>Beveling effect: total</i>) | [-] |

Příloha A
(normativní)

| Parametr | Jednotky | Parametr | Jednotky |
|--|--------------------|---|-----------------|
| <i>turbulent)</i> | | | |
| Největší plocha průřezu vodícího nálitku (<i>Max cross-sectional area of Nubs</i>) | [mm ²] | Účinek zkosení: s náběžnou hranou nebo bez ní (<i>Bevelling effect: w/o leading edge</i>) | [-] |
| Objem střely (<i>Volume of projectile</i>) | [mm ³] | Úhel natočení vodícího nálitku (kladný vyvolává kladnou rotaci) (<i>Deflection angle, posit. causes positive angle</i>) | [stupeň] |
| Orientace natočení střely: 0 → +poloha, 1 → × poloha (<i>Roll position: 0 → +position, 1 → × position</i>) | [-] | Úhel sklonu předního čela závitu 0...90) (<i>Forward facing steps slope angle 0...90</i>) | [stupeň] |
| Plocha podélného průřezu 1 vodícího nálitku (<i>Fin area of 1 nub</i>) | [mm ²] | Vnější průměr vodící obroučky (<i>Outer diameter of rotating band</i>) | [mm] |
| Plocha podélného průřezu střely (<i>Long. projected area of projectile</i>) | [mm] | Vzdálenost náběžné hrany vodícího nálitku od špičky (<i>Nub leadings edge distance from nose</i>) | [mm] |
| Počet vodících nálitků (<i>Number of nubs</i>) | [ks] | Vzdálenost těžiště od špičky střely (<i>Mass center from nose-tip</i>) | [mm] |
| Počet závitů v závitové nebo drážkované části (<i>Number of steps</i>) | [-] | Vzdálenost těžiště plochy podélného průřezu od špičky střely (<i>Center of projected area from nose-tip</i>) | [mm] |
| Počet stabilizačních křidélek (<i>Number of fins</i>) | [ks] | Vzdálenost špičky střely od předního ogiválu (<i>Apex from nose</i>) | [mm] |
| Počet drážek (<i>Number of grooves</i>) | [-] | Vzdálenost těžiště objemu střely od špičky střely (<i>Center of volume from nose-tip</i>) | [mm] |
| Poloha středu plochy vodícího nálitku v % délky kořene (<i>Nub area center % root chord</i>) | [mm] | Vzdálenost středu drážky od špičky střely (<i>Distances from nose to groove mid point</i>) | [mm] |
| Poměr poloměru ogiválu k špičce střely (<i>Radius ratio of nose-tip</i>) | [-] | Vzdálenosti od špičky střely (<i>Distances from nose</i>) | [mm] |
| Poměr poloměru ogiválu (0 = kužel, 1 = tangenciální ogivál) | [-] | Výška letu (<i>Fligth altitude</i>) | [m] |

Příloha A
(normativní)

| Parametr | Jednotky | Parametr | Jednotky |
|---|-----------------|--|-----------------|
| <i>(Radius ratio of nose 0 = cone; 1 = tangent ogive)</i> | | | |
| 1 = vodící obroučka je (1 = <i>Rotating band exists</i>) 0 = vodící obroučka není (0 = <i>Rotating band not exists</i>) | [-] | Základní úhel vyklonění stabilizačního křídélka (<i>Basic cant angle</i>) | [deg] |
| Poměr největší tloušťky stabilizačního křídélka ke střední hloubce křídélka (<i>Wing max thickness / average wing chord lenght</i>) | [-] | | |
| Poměr tloušťky tupé náběžné hrany stabilizačního křídélka ke střední hloubce křídélka (<i>Blunt leading edge thickness / average wing chord lenght</i>) | [-] | | |

Aerodynamika těla střely

B.1 Metody výpočtu odporu těla střely

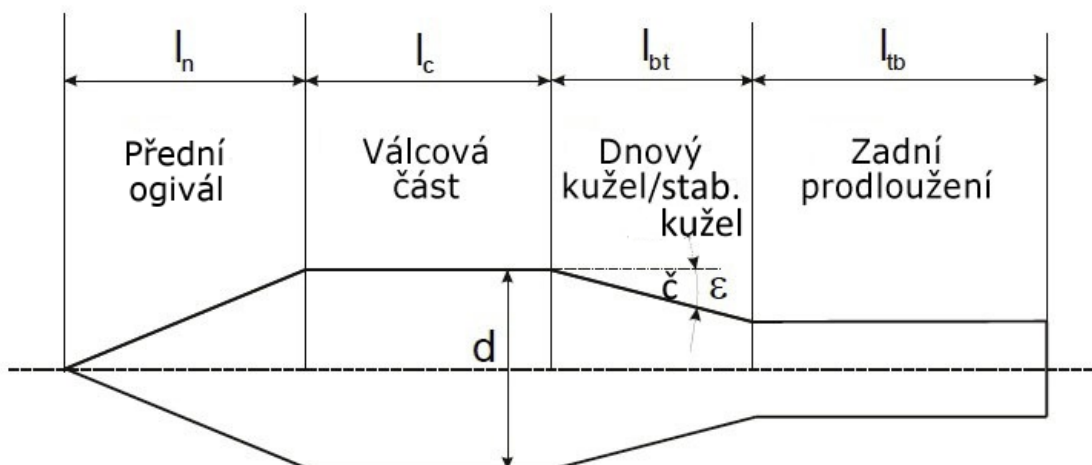
Odpor střely se dělí na dvě části: tlakový odpor a třecí odpor. Výpočet prvního jmenovaného je obvykle založen na technických charakteristikách a druhý je odvozen z naměřených hodnot ekvivalentního třecího odporu ploché desky. Celkový koeficient C_{D_0} pro nulový úhel náběhu je vytvořen jako součet samostatně vypočítaných tlakových odporů příslušných elementů střely a třecího odporu celé obtékané plochy.

Odpor střely pro nulový úhel náběhu obsahuje tlakový odpor čelního elementu (předního ogiválu), stabilizačního kužele, zadního elementu, dnového kužele (včetně zadního prodloužení (nosiče), výstupků (vodicí obroučka, drážky a pole), vodících nálitků a třecí odpor jako součet podle vztahu:

$$C_{D_0} = C_{D_n} + C_{D_{FL}} + C_{bt} + C_{D_b} + C_{D_{pr}} + C_{D_f} \quad (\text{B.1})$$

Odpor válcové části je zahrnut do třecího odporu.

Koeficient odporu se vypočítá jako funkce Machova čísla; vliv Reynoldsova čísla je zahrnut prostřednictvím povrchového tření a dnového odporu. Vliv úhlu náběhu je zohledněn odpovídajícím koeficientem použitým ve vztahu pro parabolickou aproximaci odporu. Geometrie střely je schematicky zobrazena v obrázku B.1.



OBRÁZEK B.1 – Schematická geometrie střely. l_n je délka předního ogiválu, l_c je délka válcové části, l_{bt} je délka zadní kuželové části nebo stabilizačního kužele, l_{tb} je délka zadního prodloužení (nosiče), d je průměr střely (vztažný průměr), ε je úhel zadního kužele nebo stabilizačního kužele (u stabilizačního kužele je úhel záporný).

Příloha B

(normativní)

B.2 Tlakový odpor předního ogiválu a stabilizačního kužele

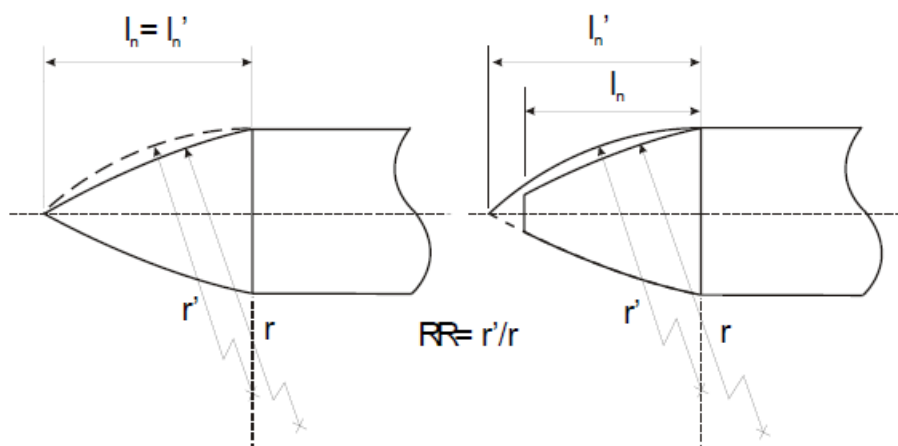
Tlakový odpor předního ogiválu kuželového tvaru v nadzvukové oblasti se vypočítá podle rovnice B.2 pro koeficient tlaku na povrchu ogiválu. Druhý člen rovnice zohledňuje vliv tvaru ogiválu na odpor (viz obrázek B.2 a B.3).

$$C_p = k_1 \sin^2 \varepsilon + k_2 \frac{\sin \varepsilon (\cos \varepsilon)^{Ma - RR} (16,5RR - 2,5) \sin \varepsilon}{Ma + [RR(1 - RR)]^{0,5} \cos \varepsilon} \quad Ma \geq 1 \quad (B.2)$$

Koeficient k_1 je koeficient středního tlaku na zaoblenou špičku střely za normální rázovou vlnou. Koeficient k_2 zahrnuje tvar ogiválu jako funkci poměrného poloměru RR . Bližší objasnění těchto koeficientů bude uvedeno později.

V případě běžného předního ogiválu štíhlé střely se druhý člen v čitateli rovnice v praxi zjednodušuje na $k_2 \sin \varepsilon$ a rovnici lze zapsat ve tvaru

$$C_p = k_1 \sin^2 \varepsilon + k_2 \frac{\sin \varepsilon}{Ma + [RR(1 - RR)]^{0,5} \cos \varepsilon} \quad Ma \geq 1 \quad (B.3)$$



OBRÁZEK B.2 – Proměnná RR (poměrný poloměr) se definuje jako poměr tangenciálního poloměru (r') k poloměru skutečného zakřivení (r). Poloměr r je dán rovnicí B.11. Pro tupou špičku předního ogiválu se tangenciální obrysová čára ogiválu prodlužuje k ose těla. Tangenciální poloměr se poté vypočítá použitím této délky ogiválu.

Rovnice B.2 se dále upravuje na tvar

$$C_p = k_1 \sin^3 \varepsilon + \frac{1}{2} \sin \varepsilon \cos^5 \varepsilon Ma^3 - (1 - Ma) \cos \varepsilon \quad Ma < 2 \quad (B.4)$$

Tato rovnice je použitelná k odhadu tlakového odporu zploštělých tvarů přední části střel v podzvukovém rozsahu.

V rozsahu rychlostí $1 < Ma < 2$ dává rovnice B.2 menší hodnoty. Rovnice B.4 se použije v tomto rozsahu rychlostí k dosažení hladkého průběhu koeficientu C_p ,

Příloha B
(normativní)

zejména v případě nadprůměrně zploštělé geometrie střely. Koeficient tlaku se bere rovný 0, jestliže výsledek rovnice B.4 je záporný.

$$\text{Je-li } C_p \text{ (B.2)} < C_p \text{ (B.4)} \rightarrow \text{použije se } C_p \text{ (B.2)} \quad 1 \leq Ma < 2 \quad (\text{B.5})$$

$$\text{Je-li } C_p \text{ (B.2)} \geq C_p \text{ (B.4)} \rightarrow \text{použije se } C_p \text{ (B.4)} \quad 1 \leq Ma < 2 \quad (\text{B.6})$$

$$\text{Je-li } C_p < 0 \rightarrow \text{použije se } C_p = 0 \quad \text{všechny rychlosti} \quad (\text{B.7})$$

Koeficient k_1 se vypočítá pomocí rovnic B.8 a B.9; koeficient k_2 pomocí rovnice B.10. Poměrný poloměr RR v rovnici je inverzní k poměru skutečného poloměru zakřivení a poloměru r' tangenciálního ogiválu (rovnice B.11). V případě zaobleného tvaru předního ogiválu se obrysová čára prodlouží k ose střely (viz obrázek B.2). Takto prodloužená délka předního ogiválu se použije v rovnici B.11. Pro kuželové přední ogivály je hodnota $RR = 0$.

$$k_1 = 1 - 0,2 \sqrt{1 - Ma^2} \quad 0 \leq Ma < 1 \quad (\text{B.8})$$

$$k_1 = \frac{5}{3} - \frac{2}{3 Ma \sqrt{2}} \quad 1 \leq Ma \quad (\text{B.9})$$

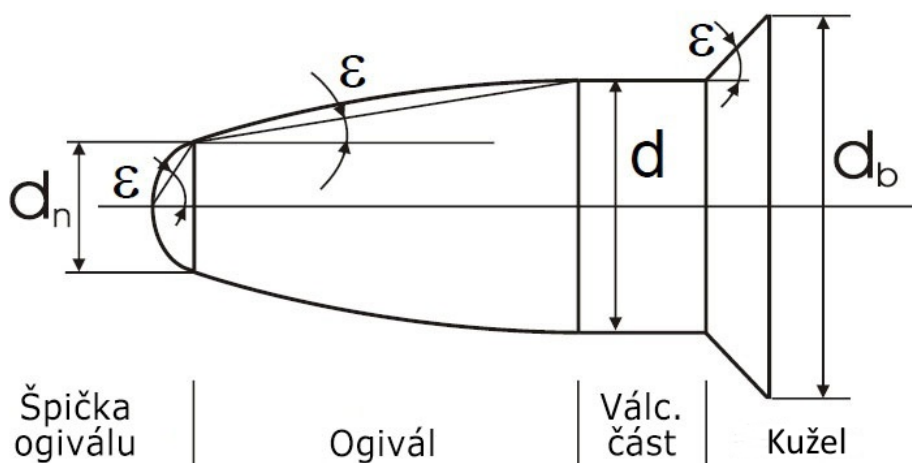
$$k_2 = 0,9 - 0,9 RR + RR^2 \quad (\text{B.10})$$

$$r' = \frac{l_n^2}{d} + \frac{d}{4} \quad (\text{B.11})$$

$$RR = \frac{r'}{r} \quad (\text{B.12})$$

Výše uvedené rovnice se používají pro všechny vpřed obrácené elementy střely (špička střely, přední ogivál a stabilizační kužel). Obrázek B.3 definuje úhel ε – použitý v rovnicích B.2 a B.4 – jako poloviční úhel kužele.

Příloha B
(normativní)



OBRÁZEK B.3 – ε je poloviční úhel povrchu vpřed – ve směru letu – směřujících kuželů. Velikost úhlu ε není ovlivněna vnějším tvarem částí

Koeficient tlakového odporu ogiválu se vypočítá následovně:

$$C_{Dn} = C_{p_{nose-tip}} \left(\frac{d_n}{d}\right)^2 + C_{p_{nose}} \left[1 - \left(\frac{d_n}{d}\right)^2\right] \quad (\text{B.13})$$

Koeficient tlakového odporu stabilizačního kužele se stanoví pomocí vztahu:

$$C_{D_{FL}} = C_{p_{flare}} \left[\left(\frac{d_b}{d}\right)^2 - 1\right] \quad (\text{B.14})$$

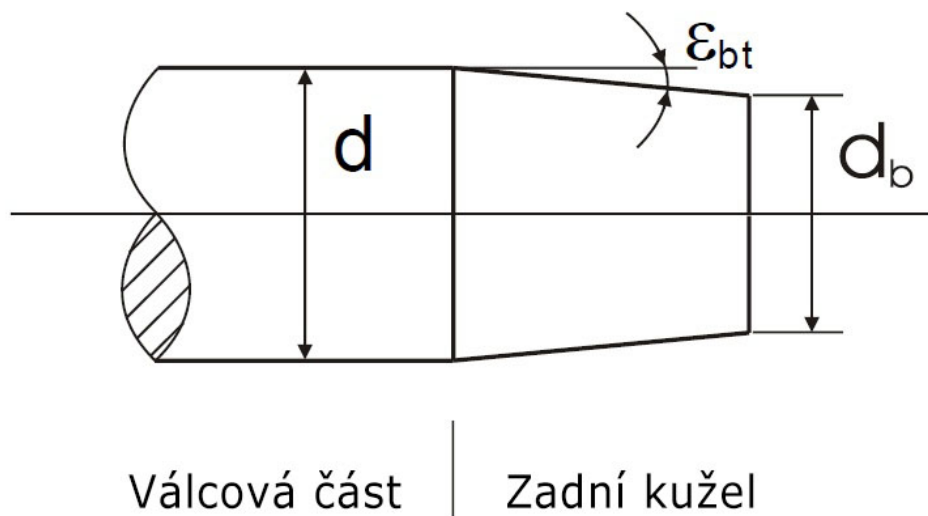
$C_{p_{nose}}$, $C_{p_{nose-tip}}$, $C_{p_{flare}}$ jsou koeficienty tlakového odporu vypočítané pro každý element střely podle rovnic B.2 a B.4.

B.3 Tlakový odpor zadního ogiválu

Koeficient středního tlaku zadního ogiválu pro transsonické a nadzvukové rychlosti se vypočítá podle rovnice B.15. Člen v závorkách zavádí do výpočtu obnovení tlaku na povrchu zadního ogiválu.

$$C_p = -\frac{\sin \varepsilon_{bt}}{Ma} \left[1 + \left(\frac{d_b}{d}\right)^2\right] \quad 1,05 \leq Ma \quad (\text{B.15})$$

Úhel zadního ogiválu ε_{bt} je zřejmý z obrázku B.4.



OBRÁZEK B.4 – Úhel zadního ogiválu ε_{bt} a průměr dna d_b .

Pro podzvukovou rychlost – zejména pro velké (neobvyklé) velikosti úhlu ε_{bt} – se rovnice B.15 upravuje na tvar B.16

$$C_p = -\sin^3 \varepsilon_{bt} \left[1 + \left(\frac{d_b}{d} \right)^2 \right] \quad 0,95 < Ma \quad (\text{B.16})$$

Koeficient tlaku zadního ogiválu při transsonických rychlostech (Mach 0,95...1,05, rovnice B.15, B.16) se interpoluje pomocí váhové funkce. Váhová čísla pro hodnoty koeficientů C_p 0,95 a 1,05 Ma v transsonickém rozsahu rychlostí jsou uvedena v tabulce B.1.

TABULKA B.1 – Váhová čísla pro interpolaci odporu zadního ogiválu v transsonické oblasti rychlostí

| Machovo číslo | C_p (0,95) | C_p (1,05) |
|---------------|--------------|--------------|
| 0,950 | 1,000 | 0,000 |
| 0,975 | 0,500 | 0,500 |
| 1,000 | 0,250 | 0,750 |
| 1,025 | 0,125 | 0,875 |
| 1,050 | 0,000 | 1,000 |

Koeficient tlakového odporu zadního ogiválu $C_{D_{pbt}}$ se vypočítá pomocí rovnice

$$C_{D_{pbt}} = -C_p \left[1 - \left(\frac{d_b}{d} \right)^2 \right] \quad (\text{B.17})$$

Celkový odpor oblasti zadku střely při podzvukových rychlostech (zadní ogivál a rovné dno střely) dosáhne hodnoty odporu plochého dna při úhlu $\varepsilon_{bt} \sim 30^\circ$, když jsou použity rovnice B.17 a následně rovnice pro dnový odpor B.28. Dále se

Příloha B

(normativní)

předpokládá, že proudění je zcela odděleno a dnový odpor nepřekročí hodnotu odporu rovného dna.

Odpor zadního ogiválu je dán vztahem

$$C_{D_{pbt}} = C_{D_{bc}} - C_{D_b} \quad (\text{B.18})$$

B.4 Dnový odpor

B.4.1 Nekonečně dlouhý válec

Koeficient tlaku na dno dlouhého válce při podzvukových rychlostech (do 0,9 Ma) se vypočítá z rovnice

$$C_{p_{bc}} = \frac{-0,029}{\sqrt{C_{D_{forebody}}}} \quad Ma \leq 0,9 \quad (\text{B.19})$$

Člen $C_{D_{forebody}}$ (odpor přední části) zahrnuje třecí odpor a odpor rotační obroučky.

Při nadzvukových rychlostech ($Ma \geq 1,1$) se koeficient vypočítá podle

$$C_{p_{bc}} = -0,31 e^{-0,37 Ma} \quad Ma \geq 1,1 \quad (\text{B.20})$$

Koeficient tlaku pro transsonické rychlosti (Mach 0,9...1,1) se interpoluje pomocí váhové funkce. V tabulce B.2 jsou uvedena váhová čísla pro hodnoty koeficientů v rozsahu rychlostí 0,9 a 1,1 Ma.

TABULKA B.2 –Váhová čísla pro interpolaci dnového odporu v transsonické oblasti rychlostí

| Machovo číslo | C_p (0,9) | C_p (1,1) |
|---------------|-------------|-------------|
| 0,900 | 1,000 | 0,000 |
| 0,925 | 0,500 | 0,500 |
| 0,950 | 0,250 | 0,750 |
| 0,975 | 0,125 | 0,875 |
| 1,000 | 0,063 | 0,937 |
| 1,025 | 0,031 | 0,969 |
| 1,050 | 0,016 | 0,984 |
| 1,075 | 0,008 | 0,992 |
| 1,100 | 0,000 | 1,000 |

Předpokládá se, že Reynoldsovo číslo při nadzvukových rychlostech neovlivňuje dnový tlak.

B.4.2 Válec konečné (určité) délky

Velikost koeficientu dnového tlaku pro nekonečně dlouhý válec se dodatečně upravuje kvůli zahrnutí vlivu konečné délky válce a předního ogiválu při rychlostech menších než $3 Ma$ ($Ma < 3$). Interpolace mezi hodnotami pro válec a pro disk je uvedena v souvislosti s kuželovitým zadkem střely, pro který se dnový odpor počítá podle rovnice B.26. Velikost úhlu ε pro nekuželovitý zadek střely je stejná jako pro přední ogivál.

B.4.3 Zadek střely ve tvaru stabilizačního kužele

V případě kuželovitého zadku střely se koeficient dnového odporu C_{pb} interpoluje (podle rovnice B.24) mezi hodnotami koeficientů pro nekonečně dlouhý válec a disk jako funkce úhlu kužele ε (obrázek B.3). Velikost koeficientu pro nekonečně dlouhý válec se vypočítá rovnicemi B.19 a B.20 a jeho velikost za diskem se stanovuje pomocí rovnic B.21, B.22 a B.23.

$$C_{pb_{disc}} = -0,5 \quad 0 < Ma \leq 1,41 \quad (B.21)$$

$$C_{pb_{disc}} = -\frac{1}{Ma^2} \quad 1,41 < Ma \leq 3 \quad (B.22)$$

$$C_{pb_{disc}} = C_{pb_c} \quad 3 < Ma \quad (B.23)$$

$$C_{pb_{FL}} = - \left(|C_{pb_{disc}}| - |C_{pb_c}| \right) \sqrt{\sin \varepsilon} + |C_{pb_c}| \quad (B.24)$$

C_{pb_c} se vypočítá podle rovnic B.19 a B.20.

Hodnota vypočítaná podle B.24 se do výpočtu z důvodu zahrnutí délky válce za kuželem (nebo za předním ogiválem) upravuje. Délka válce se do výpočtu zohledňuje pomocí interpolace:

$$C_{pb} = - \left| |C_{pb_{FL}}| - (|C_{pb_{FL}}| - |C_{pb_c}|) \sqrt[3]{\frac{l}{3d}} \right| \quad l < 3d \quad (B.25)$$

kde l = délka následujícího válce,
 d = průměr následujícího válce.

Předpokládá se, že vliv stabilizačního kužele nebo předního ogiválu lze zanedbat ve vzdálenosti tří místních průměrů (válcového těla nebo zadního prodloužení).

Koeficient dnového odporu pro kuželovitý zadek střely se počítá podle rovnice

$$C_{D_b} = -C_{pb} \left(\frac{d_b}{d} \right)^2 \quad (B.26)$$

B.4.4 Zadní ogivál

Koeficient tlaku C_{pb} na dno zadního ogiválu střely (viz obrázek B.4) se vypočítá podle

Příloha B
(normativní)

$$C_{pb} = \left(\frac{d_b}{d}\right)^x C_{pb_c} \quad x = 2 \text{ (pro } Ma < 0,9), \text{ jinak } x = 1 \quad (\text{B.27})$$

Koeficient tlaku C_{pb_c} v této rovnici platí pro dno válcového zadku konečné délky (viz dno kuželovitého zadku střely v rovnici B.25). Vliv délky zadního prodloužení střely na koeficient dnového tlaku se do výpočtu bere stejný jako v případě dna kuželovitého zadku střely.

Koeficient dnového odporu C_{D_b} se vypočítá podle rovnice B.28

$$C_{D_b} = -C_{pb} \left(\frac{d_b}{d}\right)^2 \quad (\text{B.28})$$

V případě, že součet odporu zadního ogiválu a dnového odporu ($C_{D_{pb_t}} + C_{D_b}$) je větší než odpor plochého dna, bere se celkový odpor zadku střely jen do velikosti odporu plochého dna (dna válce) – podle B.26. Tlakový odpor zadního ogiválu je v tomto případě omezen podle rovnice B.18.

B.5 Třecí odpor a tlumení rotace

Třecí odpor povrchu se vypočítá podle rovnice

$$C_{D_f} = C_f \frac{S_{wetted}}{S} \quad (\text{B.29})$$

kde

$$\begin{aligned} C_f &= \text{střední koeficient tření pro hladkou plochou desku} \\ &\quad \text{(rovnice B.30 nebo B.31),} \\ S_{wetted} &= \text{započítaná plocha obtékaného povrchu,} \\ S &= \text{vztažná plocha} = \frac{\pi d^2}{4}, \\ C_{D_f} &= \text{koeficient třecího odporu.} \end{aligned}$$

Koeficient tření turbulentní mezní vrstvy se vypočítá podle rovnice

$$C_{f_T} = \frac{0,455}{(\log Re_l)^{2,58}} (1 + 0,21 Ma^2)^{-0,32} \quad (\text{B.30})$$

kde

$$\begin{aligned} C_{f_T} &= \text{koeficient turbulentního tření,} \\ Re_l &= \text{Reynoldsovo číslo} = \frac{V l}{\nu}, \\ l &= \text{délka střely nebo přední ogiválové části,} \\ \nu &= \text{kinematická viskozita.} \end{aligned}$$

Koeficient tření laminární mezní vrstvy C_{f_L} se vypočítá podle rovnice

$$C_{f_L} = \frac{1,328}{\sqrt{Re_l}} (1 + 0,12 Ma^2)^{-0,12} \quad (\text{B.31})$$

Mezní vrstvu lze uvažovat buď jako zcela turbulentní nebo že na ogiválu bude mezní vrstva laminární.

Kinematická viskozita ν se vypočítá jako

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (\text{B.32})$$

Hustota vzduchu ρ se vypočítá v souladu se standardní atmosférou ICAO.

Dynamická viskozita μ se stanovuje pomocí Sutherlandovy rovnice

$$\mu = \frac{C_1 T^{1,5}}{T + C_2} \quad (\text{B.33})$$

kde

$$C_1 = 1,458 e^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{ms}\sqrt{\text{K}}} = 1,458 \text{ E-06 kg}/(\text{msK}^{0,5}),$$

$$C_2 = 110,4 \text{ K}$$

T = teplota vzduchu stanovená podle modelu atmosféry ICAO.

Koeficient C_{l_p} tlumení rotace vyvolaného třením je dán vztahem

$$C_{l_p} = -\frac{1}{2} C_{D_f} \quad (\text{B.34})$$

kde

C_{l_p} = koeficient tlumení rotace,

C_{D_f} = koeficient třecího odporu.

B.6 Odpor výstupků

B.6.1 Přední nebo zadní čela výstupků a vodící obroučka

Odpor výstupků (stejných jako je vodící obroučka) se vypočítá stanovením dílčích tlakových odporů působících na čelní a zadní povrch předních a zadních výstupků. Koeficient tlaku na povrch předního výstupku se určí podle rovnice B.36 nebo B.38. Koeficient tlaku na zadní povrch výstupku se určí podle rovnice B.35 nebo B.37.

Rovnice pro koeficienty tlaku výstupků při podzvukových rychlostech jsou

$$C_{p_{StepBW}} = -0,3 \quad Ma < 1 \text{ (zadní výstupky)} \quad (\text{B.35})$$

$$C_{p_{StepFW}} = 0,4 \sin \varepsilon \quad Ma < 1 \text{ (přední výstupky)} \quad (\text{B.36})$$

Rovnice pro koeficienty tlaku výstupků při rychlostech vyšších než rychlost zvuku jsou

$$C_{p_{StepBW}} = -0,65 Ma^{-1,68} \quad Ma \geq 1 \text{ (zadní výstupky)} \quad (\text{B.37})$$

$$C_{p_{StepFW}} = (-0,067 (Ma - 1) + 0,4) \sin \varepsilon \quad Ma \geq 1 \text{ (přední výstupky)} \quad (\text{B.38})$$

Velikosti koeficientu tlaku se lineárně mění od nuly až k hodnotám příslušejícím výškovým krokům 0 a 0,05 (h_{step}/d_{local}).

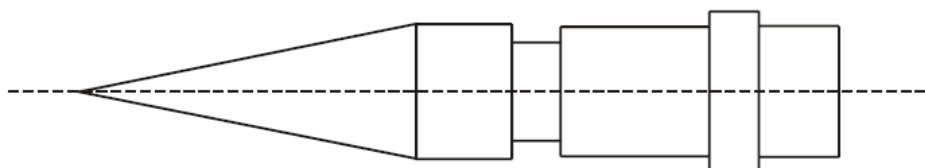
Příloha B
(normativní)

$$C_p = 20 \frac{h_{step}}{d_{local}} C_{p_{computed}} \quad \text{pro } \frac{h_{step}}{d_{local}} < 0,05 \quad (\text{B.39})$$

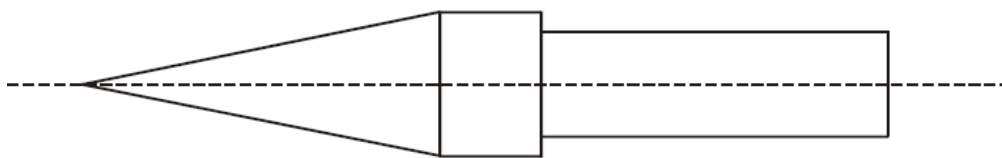
Koeficient odporu libovolného (*step-like*) výstupku se vypočítá podle vztahu

$$C_{D_{step}} = |C_p| \frac{S_{forehead}}{S} \quad (\text{B.40})$$

Odpor rotační obroučky se uvažuje jako součet odporů předních a zadních čel výstupků a předpokládá se, že platí pro geometrii obroučky po vystřelení bez vlivů jakékoliv rotace.



OBRÁZEK B.5 – Schéma geometrie střely s drážkou a rotační obroučkou



OBRÁZEK B.6 – Schéma geometrie střely se zadním osazením

B.6.2 Příčné drážky

Odpor vyvolaný mělkými příčnými drážkami se počítá podobně jako odpor jednotlivých výstupků. Souhrnný koeficient tlakového odporu (předních a zadních čel dílčích výstupků) se bude lineárně měnit od součtu do nuly, v závislosti na změně poměru e/h (šířka/hloubka drážky) od 7 do 0.

$$C_{D_{groove}} = \frac{e}{7h} C_{D_{grooveComputed}} \quad \text{pro } \frac{e}{h} < 7 \quad (\text{B.41})$$

Pro poměry vyšší než 7 se použije zjištěný součet. Tato zjednodušená metoda zavádějící do výpočtu interakci mezi výstupky se teď použije pro všechny rychlosti.

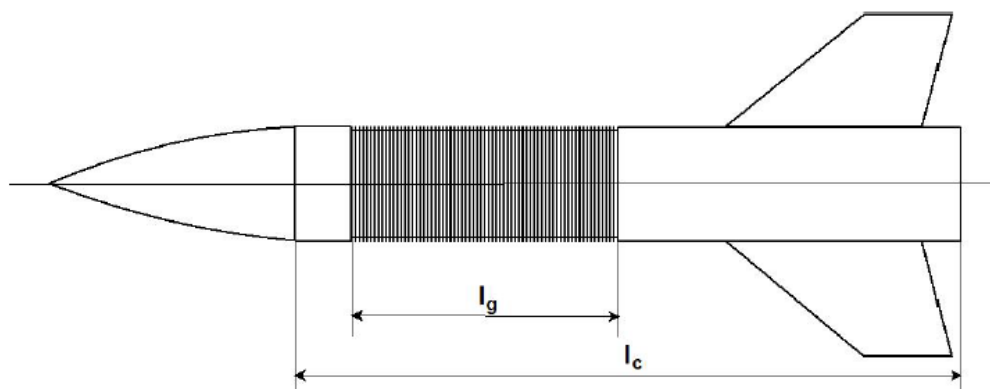
B.6.3 Drážkování

Běžné typy střel stabilizovaných křídélky mají na povrchu válcového těla relativně rozsáhlé drážkování. Tyto drážky jsou žádoucí ve vnitrobalistické fázi výstřelu, ale po opuštění hlavně a oddělení vodicích částí od střely vyvolávají nepříznivé proudění způsobující brzdění letové části střely.

Odpor rozsáhlého množství drážek (obrázek B.7.) se vypočítá z rovnice

$$\Delta C_{Dg} = 1,6 \frac{l_g}{l_c} C_{SFSB} (C_{wetted} - 1)$$

Koeficient C_{SFSB} je koeficient viskózního odporu válcové části těla (rovnice B.29) a koeficient C_{wetted} zahrnuje do výpočtu odporu hloubku drážky. Koeficient je podíl plochy povrchu drážkované části válcového těla k celkové délce válcového těla; v případě, že koeficient povrchu $C_{wetted} = 1$, bude přírůstek odporu roven nule.



OBRÁZEK B.7 – Oblast drážkování na povrchu válcové části těla střely.
 l_g je délka drážkování, l_c je délka válcové části těla.

B.6.4 Celkový odpor výstupků

Celkový odpor výstupků se vypočítá z rovnice

$$C_{Dpr} = \sum C_{Dstep} + C_{Drotatingband} + \sum C_{Dgroove} + \Delta C_{Dg} \quad (B.43)$$

B.7 Vodící nálitky

Odpor vyvolaný vodícími nálitky při nulovém úhlu náběhu se vypočítá lineární transformací odporu 1 nálitku (lineární funkce kvadrátu štíhlostního poměru nálitku (*squared fineness ratio*)). Koeficient odporu jednoho nálitku je 0,0025 (vztažná plocha $S = \pi d^2/4$) a tento výsledek platí pro kvadrát štíhlostního poměru rovný 100.

Poměr se vypočítá podle vztahu

$$\text{kvadrát štíhlostního poměru} = \frac{C_{root}^2}{A_{maxfrontal}} \quad (B.44)$$

Odpor jednoho nálitku se vypočítá ze vztahu

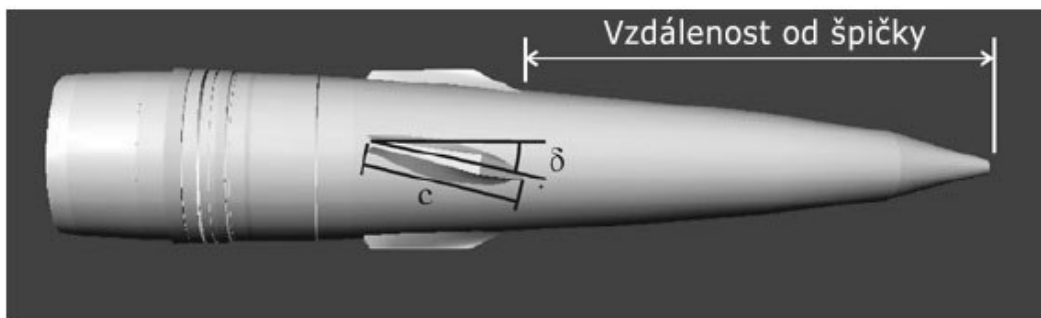
$$C_{Dnub} = 0,0025 \frac{100}{\text{kvadrát štíhlostního poměru}} \quad (B.45)$$

Délka kořene nálitku c a maximální čelní plocha nálitku jsou znázorněny v obrázcích B.8. a B.9. Vliv úhlu natočení nálitku δ na odpor (obrázek B.8.) se do výpočtu zavede pomocí velikosti délky kořene nálitku (v případě nerotující střely).

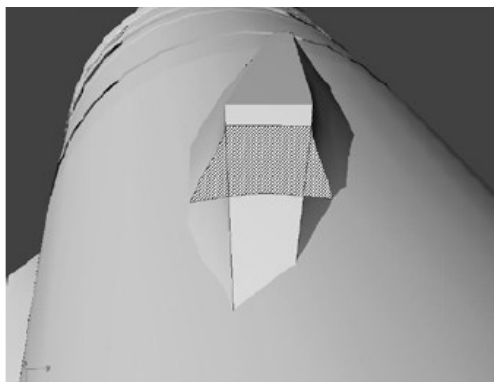
Příloha B
(normativní)

$$C_{root} = c \cos \delta \quad (B.46)$$

Je potřebné, aby úhel natočení nálitku byl menší než 90°.



OBRÁZEK B.8 – Hloubka kořene a úhel natočení nálitku



OBRÁZEK B.9 – Maximální čelní plocha nálitku

Metody výpočtu vztlakové síly a momentu pro tělo střely

C.1 Úvod do výpočtu vztlakové síly

Koeficient vztlakové síly zjišťovaný v této kapitole platí pro nulový úhel náběhu. Geometrie střely s použitým označením je znázorněna v obrázku B.1.

Koeficient vztlakové síly při nulovém úhlu náběhu je odvozen z vypočítaného koeficientu normálové síly a koeficientu odporu – při nulovém úhlu náběhu

$$C_{L\alpha_0} = C_{N\alpha_0} - C_{D_0} \quad (\text{C.1})$$

Koeficient normálové síly závislý na úhlu náběhu se stanovuje jako součet složek závislých na úhlu náběhu

$$C_{N\alpha_0} = C_{N\alpha_{n0}} + C_{N\alpha_{b0}} + \Delta C_{N\alpha_{n0}} \quad (\text{C.2})$$

C.2 Vztlaková síla

Aerodynamika v nadzvukové oblasti je výpočtově založena na podobnosti nadzvukových parametrů. Zde uvedené rovnice v uzavřeném tvaru umožňují jednoduchým způsobem odhadnout aerodynamiku založenou na fyzikálních parametrech zvuku.

C.2.1 Koeficient normálové síly předního ogiválu střely (závislý na úhlu náběhu)

$$C_{N\alpha_{n0}} = 2 \times LF \left[SHAPF1 + RR \left(1 - \frac{\beta}{LND} \right) \frac{\beta}{LND} \right] \quad \frac{\beta}{LND} < 1 \quad (\text{C.3})$$

$$SHAPF1 = 1 + \frac{RR}{10} \quad (\text{pro ogivál tvaru 1}) \quad (\text{C.4})$$

nebo

$$C_{N\alpha_{n0}} = 2 \times LF \left[SHAPF2 + \frac{RR}{10} \left(1 - \left(\frac{\beta}{LND} \right)^{0,5} \right) \right] \quad \frac{\beta}{LND} \geq 1 \quad (\text{C.5})$$

$$SHAPF2 = 1 + \frac{RR}{10} \left(\frac{RR-1}{10} \right) \left(1 - \frac{LND}{\beta} \right)^{0,5} \quad (\text{pro ogivál tvaru 2}) \quad (\text{C.6})$$

kde

$$\beta = \sqrt{Ma^2 - 1}$$

RR = poměr poloměrů ogiválu .Viz obrázek B.2 a rovnici B.12.

$$LND = \frac{l_n}{d} \quad (\text{C.7})$$

kde

l_n = délka předního ogiválu
 d = průměr těla

Příloha C

(normativní)

Součinitel délky LF zavádí do výpočtu vliv omezené délky předního ogiválu na štíhlost a nabývá hodnoty

$$LF = 1 \text{ když } LND > 1 \quad (\text{C. 8})$$

$$LF = LND \text{ když } LND \leq 1 \quad (\text{C. 9})$$

Při **podzvukových a transsonických rychlostech** ($0 < Ma < 1,2$) se koeficient normálové síly předního ogiválu (závislý na úhlu náběhu) vypočítá podle rovnice

$$C_{N\alpha_{n0}} = (0,77 + 0,23 Ma^2) C_{N\alpha_{nMa=1,2}} \quad 0 < Ma < 1,2 \quad (\text{C. 10})$$

kde

$$C_{N\alpha_{nMa=1,2}} = C_{N\alpha_n} \text{ pro rychlost } Ma = 1,2$$

C.2.2 Koeficient normálové síly těla střely (závislý na úhlu náběhu)

Při **nadzvukových rychlostech** ($1,2 \leq Ma$) se koeficient normálové síly těla za předním ogiválem (závislý na úhlu náběhu) stanoví následovně

$$C_{N\alpha_{b0}} = \frac{2 LF}{SHAPF3} \left(\frac{LBD}{LBD+LND} \right) \left(\frac{\beta}{LND} \right)^{0,5(1+RR)} \quad \frac{\beta}{LND} < 1 \quad (\text{C. 11})$$

$$SHAPF3 = 1 + \frac{RR}{10} \quad (\text{pro ogivál tvaru 3}) \quad (\text{C. 12})$$

nebo

$$C_{N\alpha_{b0}} = \frac{2 LF}{SHAPF3} \left(\frac{LBD}{LBD+LND} \right) \left(\frac{\beta}{LND} \right)^{-0,5RR} \quad \frac{\beta}{LND} \geq 1 \quad (\text{C. 13})$$

kde

$$LBD_{max} = 3$$

$$LBD = \frac{l_b}{d} \quad (\text{C. 14})$$

$$l_b = l_c + l_t \quad (\text{C. 15})$$

kde

d = průměr těla

l_c = délka válcové části

l_t = délka zadku

Délka krátkého těla (l_b) a vliv Machova čísla se zahrnují do výpočtu stejně jako v rovnici pro ogivál (C.3, C.4.... a C.10) nahrazením LND za LBD .

Součinitelem délky LF se do výpočtu zavádí vliv omezené délky předního ogiválu na štíhlost a nabývá hodnot

$$LF = 1 \quad \text{je-li } LBD > 1 \quad (\text{C. 16})$$

$$LF = LBD \quad \text{je-li } LBD \leq 1 \quad (\text{C. 17})$$

Při **podzvukových a transsonických rychlostech** ($0 < Ma < 1,2$) se koeficient normálové síly těla závislý na úhlu náběhu vypočítá podle rovnice

$$C_{N_{\alpha_{b0}}} = (0,77 + 0,23 Ma^2) C_{N_{\alpha_b Ma=1,2}} \quad 0 < Ma < 1,2 \quad (C.18)$$

kde

$$C_{N_{\alpha_b Ma=1,2}} = C_{N_{\alpha_b}} \quad \text{pro rychlost } Ma = 1,2$$

Vliv interference mezi ogiválem a zadkem střely se do výpočtu zavádí nahrazením délky těla součtem délek těla a zadku, pokud předchodí bezrozměrná hodnota je menší než 3 („polonekonečná délka“). Nicméně, maximální použitá hodnota součtu je 3. Tato délka těla se použije také při výpočtu působíště tlaku na tělo.

Vliv poklesu vztlaku zadní části střely bude do výpočtu zaveden v dále uvedené kapitole.

C.3 Vztlaková síla zadku, stabilizačního kužele a zadního prodloužení střely

Změna koeficientu normálové síly vyvolaná zadkem střely (viz obrázek C.1) se vypočítá podle vzorce

$$\Delta C_{N_{\alpha_0}} = -2 (0,77 + 0,23 Ma^2) \cos^{d/l_{bt}} \varepsilon_{bt} \left[1 - \left(\frac{d_b}{d} \right)^2 \right] \quad Ma < 1 \quad (C.19)$$

$$\Delta C_{N_{\alpha}} = \frac{-2 \cos^{d/l_{bt}} \varepsilon_{bt}}{Ma^x} \left[1 - \left(\frac{d_b}{d} \right)^2 \right] \quad Ma \geq 1 \quad (C.20)$$

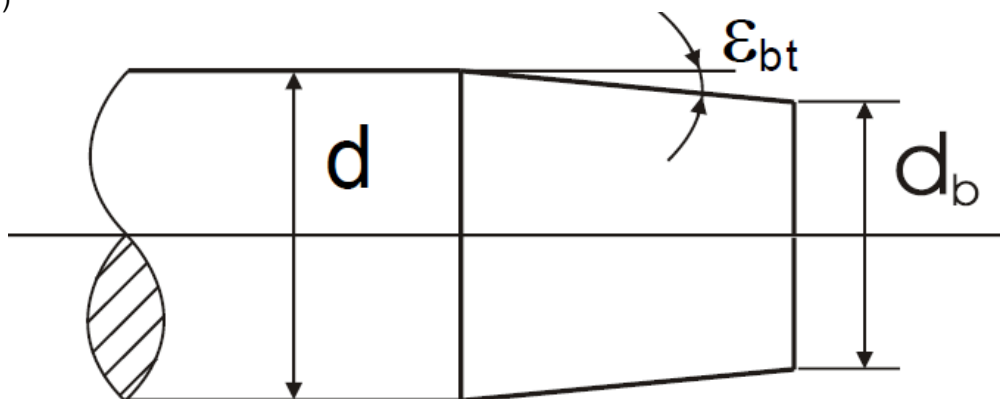
U střel se zúženým zadkem se vliv zadního prodloužení zanedbává.

$$x = \frac{d}{l_{bt}} \quad \text{když } \frac{d}{l_{bt}} < 1 \quad (C.21)$$

$$x = 1 \quad \text{když } \frac{d}{l_{bt}} \geq 1 \quad (C.22)$$

Výraz Ma vkládá do výpočtu stlačitelnost. Vliv zadního zúžení se zmenšuje v závislosti na zvětšování úhlu zadního zúžení ($\cos \varepsilon_{bt}$).

Příloha C
(normativní)



OBRÁZEK C.1 – Geometrie zadního ogiválu střely

Přírůstek koeficientu normálové síly vyvolaný stabilizačním kuzelem, případně i zadním zúžením je

$$\Delta C_{N\alpha} = 2 (0,9) \cos^2 \varepsilon_{eff} \left[\left(\frac{d_b}{d} \right)^2 - 1 \right] \quad (C.23)$$

V případě, že u střely se nevyskytuje zadní prodloužení, skutečným úhlem kužele se uvažuje místo úhlu ε úhel ε_{eff} (viz obrázek C.2). Použití faktického úhlu bere do úvahy část vztlaku působícího na zadní prodloužení.

OBRÁZEK C.2 – Geometrie střely se zadkem ve tvaru kužele

C.4 Metody výpočtu momentů

Koeficienty momentů závislých na úhlu náběhu určované v této kapitole jsou vypočítány jako funkce Machova čísla a platí pro nulový úhel náběhu. Zavedení vlivu vysokých úhlů náběhu do výpočtu je popsáno v příloze F. Koeficient klopného momentu pro nulový úhel náběhu se vypočítá jako součet složek

$$C_{m\alpha_0} = C_{m\alpha_{n0}} + C_{m\alpha_{b0}} + \Delta C_{m\alpha_0} \quad (C.24)$$

C.5 Klopný moment

Působíště síly na přední ogivál se uvažuje jako těžiště plochy příčného řezu x_{cp_n} , měřeno od špičky střely).

$$x_{cp_n} = x_{noseCrossAreaCenter} \quad (C.25)$$

Působíště tlaku na tělo (za ogiválem) (když $Ma > 1,2$) se vypočítá ze vztahu

$$x_{cp_b} = \frac{LBD * LND}{LBD^2 + LND^2} * k_a \quad (C.26)$$

$$k_a = \frac{\beta}{LND} \quad \text{platí-li } \frac{\beta}{LND} < \frac{LBD}{LND} \quad (C.27)$$

$$k_a = \frac{LBD}{LND} \quad \text{platí-li } \frac{\beta}{LND} \geq \frac{LBD}{LND} \quad (C.28)$$

Příloha C
(normativní)

Bezrozměrná hodnota jako průměry těla (vzadu za přechodem z předního ogiválu do těla) se vypočítá z

$$k'_{cp_b} = LBD * x_{cp_b} \quad (C.29)$$

Poloha působíště tlaku stanovená při $Ma = 1,2$ se také použije v podzvukové a transsonické oblasti.

Příspěvky předního ogiválu a těla ke koeficientu klopného momentu závislému na úhlu náběhu se vypočítají následovně:

$$C_{m_{\alpha_n}} = \left(\frac{x_{cg} - x_{cp_n}}{d} \right) C_{N_{\alpha_n}} \quad (C.30)$$

$$C_{m_{\alpha_b}} = \left[\frac{x_{cg}}{d} - (LND + x'_{cp_b}) \right] C_{N_{\alpha_b}} \quad (C.31)$$

C.6 Klopný moment zadního ogiválu, stabilizačního kužele a zadního prodloužení

Změna koeficientu klopného momentu závislého na úhlu náběhu vyvolaná zadním ogiválem nebo stabilizačním kuželem a zadním prodloužením je

$$\Delta C_{m_{\alpha}} = \Delta C_{N_{\alpha}} \left(\frac{x_{cg} - l_n + l_b + 0,5 l_{bt}}{d} \right) \quad \text{zadní ogivál} \quad (C.32)$$

$$\Delta C_{m_{\alpha}} = \Delta C_{N_{\alpha}} \left(\frac{x_{cg} - (l_n + l_b + 0,6 l_{fl} + l_{tb} \sin|\varepsilon_{ff}|)}{d} \right) \quad \text{kužel. stabilizátor} \quad (C.33)$$

Předpokládá se, že síla působí v 50 procentech (aproximace prvního řádu) a v případě kuželovitého zadku střely v 60 procentech délky zadního ogiválu (vzadu za přechodem ze zadního ogiválu do těla).

Působíště síly na zadní ogivál

$$x_{cp_{bt}} = 0,5 l_{bt} \quad (\text{za přechodem}) \quad (C.34)$$

Působíště síly na stabilizační kužel

$$x_{cp_{fl}} = 0,6 l_{fl} \quad (\text{za přechodem}) \quad (C.35)$$

Vliv zadního prodloužení se v rovnici C.32 opomíjí. Tato drobnost v případě kuželového zadku střely se zadním prodloužením zahrnuje do výpočtu jisté vlivy vzájemného působení; nicméně předpokládá se, že dominantní podíl na aerodynamice představuje křídélkový stabilizátor na zadním prodloužení.

C.7 Moment tlumicí klopení

Součet koeficientů momentu tlumicího klopení se vypočítá ze vztahu

$$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 C_{N_{\alpha}} \left(\frac{l}{d} \right)^2 \left(l_{eff} - \frac{x_{cg}}{l} \right)^2 \quad (C.36)$$

Příloha C

(normativní)

Efektivní délka střely l_{eff} je

$$l_{eff} = \sqrt{(0,77 + 0,23 Ma^2)} \quad 0 < Ma \leq 1,2 \quad (C.37)$$

$$l_{eff} = \sqrt{(0,77 + 0,23 * 1,2^2)} \quad 1,2 < Ma \quad (C.38)$$

C.8 Magnusova síla a moment

Koeficient Magnusovy síly $C_{Yp\alpha}$ závislý na úhlu náběhu se vypočítá podle

$$C_{Yp\alpha} = k(Ma) \frac{V_B}{5 d_b^3} \quad (C.39)$$

kde

$k(Ma)$ = koeficient zavádějící do výpočtu Machovo číslo,
 V_B = objem těla,
 d_b = průměr těla.

Pro typickou geometrii střely je referenční hodnota poměru $\frac{V_B}{5 d_b^3} = 5$.

Rovnice dává pro dlouhé střely velké hodnoty Magnusovy síly a to zejména, pokud střela má zadní ogivál.

Koeficient $k(Ma)$ se pro $Ma \geq 2$ považuje za konstantní. V závislosti na zvětšování Machova čísla od 0 do 2 se velikost $k(Ma)$ mění lineárně – od 0,5 do 1 – z důvodu, aby se obecné chování koeficientu blížilo typickým výsledkům uváděným v literatuře. Pro Machova čísla v rozsahu od 0,95 do 1 se rovněž bere $k(Ma) = 1$ k jakémusi modelování transsonické špičky.

U malorážových střel se velikost $k(Ma)$ mění lineárně od -2,0 (při $Ma = 0$) do hodnoty 1,0 (pro $Ma = 2$).

$$k(Ma) = \frac{Ma}{4} + 0,5 \quad 0 \leq Ma < 0,95 \quad (C.40)$$

$$k(Ma) = 1 \quad 0,95 \leq Ma < 1 \quad (C.41)$$

$$k(Ma) = \frac{Ma}{4} + 0,5 \quad 1 \leq Ma < 2 \quad (C.42)$$

$$k(Ma) = 1 \quad 2 \leq Ma \quad (C.43)$$

$$k(Ma) = \frac{3}{2} Ma - 2 \quad (\text{malé ráže}) \quad 0 \leq Ma \leq 2 \quad (C.44)$$

Magnusova síla působí zejména na zadek střely, kde je mezní vrstva silnější (zde v 80 procentech délky střely od špičky střely). V případě střely se zadním ogiválem se uvažuje působiště síly – v transsonické oblasti – ve vzdálenosti $l_{bt} \cdot \sqrt{1 - \frac{d_b}{d}}$ za začátkem zadního kužele. Tímto se vysvětluje charakteristicky dosti velký nárůst

momentu v této oblasti rychlostí. Toto chování může vyvolávat interakce rázové vlny s mezní vrstvou.

Koeficient Magnusova momentu závislý na úhlu náběhu se vypočítá z

$$C_{n_{p\alpha}} = C_{Y_{p\alpha}} \frac{(x_{cg} - x_{forcecenter})}{d} \quad (C.45)$$

Hodnota koeficientu $k(Ma) = 1$ může být použita k sestavení vstupních údajů pro zjednodušené modely drah bez příslušného momentu.

Magnusův jev (koeficient momentu C_{n_α}) vyvolávaný vodicími nálitky se vypočítá shodně s rovnicí C.50.

C.9 Vodicí nálitky

Všechny koeficienty zde vypočítané se sečítají s příslušnými koeficienty těla střely. Viz rovnice C.1, C.24, C.45, E.19, B.34, a E.22.

C.9.1 Vztlaková síla

Koeficient vztlakové síly závislý na úhlu náběhu se tady pro dvojici vodicích nálitků počítá z rovnice

$$C_{L_{\alpha_{nubpair}}} = \frac{\pi A_{exp}}{2} \left(1 + \frac{d}{b}\right)^2 \frac{S_{exp}}{S} \quad (C.46)$$

kde

- A_{exp} = poměr obtékaných stran (pro dvojici nálitků, bez podílu těla)
- d = vztažný průměr
- b = rozpětí nálitků ($d \approx b$)
- S_{exp} = obtékaná plocha křídélka (dvou nálitků)
- S = vztažná plocha ($\pi d^2/4$)

Pojmy v závorkách zahrnují do výpočtu vlivy interference s tělem střely.

Koeficient vztlakové síly závislý na úhlu náběhu se vypočítá z

$$C_{L_\alpha} = K_{int_{ff}} C_{L_{\alpha(nubpair)}} \quad (C.47)$$

Vliv interference mezi nálitky (koeficient $\square_{\square\square\square}$) se vypočítá z rovnice E.11.

V případě střely se 4 nálitky se zde předpokládá, že jedna dvojice bude ve vodorovné poloze (a druhá ve svislé) vyvolávající vztlak podle rovnice C.46.

C.9.2 Klopný moment

Vliv vodicích nálitků na koeficient klopného momentu závislý na úhlu náběhu se získá za předpokladu, že působí síla bude v těžišti obrysové plochy vodicího nálitku ($x_{s_{nubs}}$). Vliv nálitků na koeficient momentu tlumícího náklon se stanovuje z

Příloha C
(normativní)

$$C_{m_q} = -2 C_{L_\alpha} \left(\frac{\Delta x}{d} \right)^2 \quad (\text{C.48})$$

kde

$$\Delta x = \text{délka ramena } (x_{cg} - x_{snubs})$$

C.9.3 Magnusův moment

Koeficient C_{N_α} Magnusova momentu závislý na úhlu náběhu se určuje pro dvojici vodicích náliček ze vztahu

$$C_{n_{\alpha_{nubpair}}} = -\frac{8}{\pi} C_{N_\alpha} \delta \quad \text{pro dvojici náliček} \quad (\text{C.49})$$

kde C_{N_α} je koeficient normálové síly závislý na úhlu náběhu pro **jeden náliček** (zde $C_{N_\alpha} \approx C_{L_\alpha}$, tj. poloviční hodnota vůči rovnici C.46). Velikost momentu není závislá na rychlosti rotace střely.

Celkový koeficient momentu závislý na úhlu náběhu je

$$C_{n_\alpha} = -\frac{4}{\pi} C_{L_\alpha} \delta \quad (\text{C.50})$$

kde C_{L_α} se určí z rovnice C.47. Tento koeficient není definován ve STANAG 4355.

C.9.4 Točivý moment

Vodicí náličky vyvozují určitý točivý moment (koeficient C_{l_δ} závislý na úhlu natočení náličky); na druhé straně také způsobují určité tlumení rotace (C_{l_p}). Točivý moment – závislý na úhlu natočení – vyvolaný **jedním náličkem** se zde určuje vztahem

$$C_{l_\delta} = \frac{C_{L_\alpha_{nubpair}}}{8} \quad \text{jeden náliček} \quad (\text{C.51})$$

Koeficient C_{L_α} je shodně s C.46 závislý na úhlu. V rovnici C.51 se ale dělí dvěma kvůli výsledku platnému pro jeden náliček; dále se dělí dvěma pro zahrnutí menší interference do výpočtu (k zavedení interference $(1 + \frac{d}{b})$ je navržena rovnice teorie štíhlého těla) a nakonec se ještě jednou dělí dvěma kvůli zavedení délky ramene $d/2$ do výpočtu. Koeficient závislý na úhlu se určí z

$$C_{l_\delta} = n_{nubs} C_{l_{\delta_{nub}}} \quad (\text{C.52})$$

C.9.5 Tlumení rotace

Pro vodicí náličky se koeficient momentu tlumícího rotaci C_{l_p} určuje z

$$\frac{C_{l_p}}{C_{l_\delta}} = -2,15 \frac{y_c}{d} \quad (\text{C.53})$$

kde

y_c = délka ramene

Poměr $\frac{y_c}{d}$ je přibližně roven 0,45 až 0,5; tedy celkové tlumení pro nálitky může být určeno z $C_{l_p} \approx -C_{l_\delta}$.

Standardní definice koeficientu rotace C_{spin} ve STANAG 4355 je

$$C_{spin} = \frac{C_{l_p} + C_{l_\delta} \delta / (pd/2V)}{2} \quad (C.54)$$

Koeficient momentu tlumícího rotaci C_{l_p} je zde koeficientem pro kompletní střelu.

Příloha E
(normativní)

Metody výpočtu odporu pro střely stabilizované křídélky

Odpor střely při nulovém úhlu náběhu se skládá z dílčích odporů předního ogiválu, válcové části, zadního ogiválu nebo kuželového stabilizátoru, zadního prodloužení, výstupků (vodící obroučka, drážky atd.), vodících nálitků a křidélek (viz obrázek D.1). Odpovídající koeficient odporu \square_{\square_0} může být zapsán jako součet ve tvaru

$$C_{D_0} = C_{D_{body}} + C_{D_{fin}} \quad (D.1)$$

Tato příloha popisuje zjednodušenou metodu výpočtu koeficientu odporu $C_{D_{fin}}$.

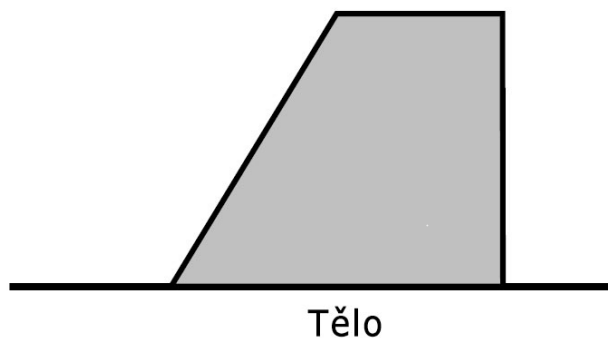
Složky odporu $C_{D_{body}}$ jsou projednány v příloze B.

Koeficient odporu křidélek ($C_{D_{fin}}$) při nulovém úhlu náběhu se vypočítá jako funkce Machova čísla, ale také se zde, pomocí tření o povrch, zavádí určitý vliv Reynoldsova čísla. Vztažnou plochou je plocha kruhu odvozená z průměru válcové části střely.

Odpor křidélek střely se skládá z vlnového odporu, odporu tupé náběžné hrany, odporu tupé odtokové hrany a třecího odporu jako součet v následujícím tvaru

$$C_{D_{fin}} = C_{D_{finwave}} + C_{D_{finLE}} + C_{D_{finTE}} + C_{D_{finviscous}} \quad (D.2)$$

Indexy *LE* a *LT* označují náběžnou a odtokovou hranu křidélek.



OBRÁZEK D.1 – Křídélko je z hlediska výpočtu odporu v samostatné části této kapitoly. Obtékaná plocha křidéla se ve výrazu plocha S_{fin} zdvojnásobuje.

D.1 Vlnový odpor

Vlnový odpor při nadzvukových rychlostech se u křidélek s ostrými náběžnými a odtokovými hranami (obrázek D.2) počítá podle rovnice D.3:

$$C_{D_{finwave}} = n_{fin} \frac{K}{Ma} \left(\frac{t}{c}\right)_{av}^2 \frac{S_{fin}}{S} \quad \text{nadzvuková náběžná hrana} \quad (D.3)$$

kde

K = opravný tvarový faktor (viz obrázek D.2),

- $\left(\frac{t}{c}\right)_{av}$ = střední poměrná tloušťka křídélka,
 S = vztažná plocha ($\pi d^2/4$),
 S_{fin} = plocha křídélka (viz obrázek D.1),
 Λ_{LEfin} = úhel šípů náběžné hrany křídélka (viz obrázek E.1),
 n_{fin} = počet křidélek.

Rovnice D.3 se aplikuje, je-li $Ma_{LE} \geq 1$ (Machovo číslo příslušné k náběžné hraně). Ma_{LE} je nadzvukové, je-li Machův úhel $\mu > \Lambda_{LEfin}$. Machův úhel μ se vypočítá z

$$\mu = \arcsin\left(\frac{1}{Ma}\right) \quad (D.4)$$

Klesne-li rychlost volného proudění na hodnotu $Ma = 1$ (kdy $\mu < \Lambda_{LEfin}$) bere se hodnota odporu konstantní.

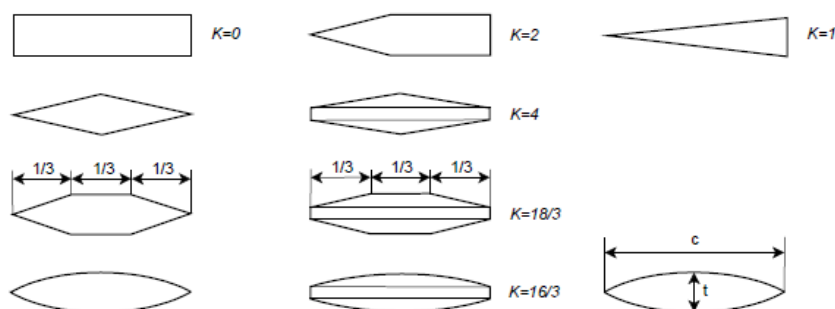
V podzvukové oblasti odpor lineárně klesá až k nule při Machově číslu určenému z rovnice D.5.

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{av} = \left(\frac{\beta}{1,4}\right)^3 \quad (D.5)$$

kde

$$\beta = \text{parametr stlačitelnosti} \left(\sqrt{|Ma^2 - 1|} \right)$$

Štíhlostní poměr křídélka $\left(\frac{t}{c}\right)_{av}$ je střední hodnota bez podílu tupé části.



OBRÁZEK D.2 – Opravné faktory tvaru profilu K pro různé varianty profilů křidélek. Hodnota tloušťky t uvedená v rovnici D.3 je celková tloušťka bez zahrnutí tupé části. Pro křídélko ve tvaru ploché desky je poměr $\left(\frac{t}{c}\right)_{av}$ roven nule.

Příloha E

(normativní)

D.2 Odpor tupé náběžné hrany

Střední koeficient tlaku C_p tupé náběžné hrany se vypočítá použitím rovnic D.6 a D.7.

$$C_p = \frac{1,25 k_1}{2} \quad (\text{viz B.8}) \quad 0 \leq Ma < 1 \quad (\text{D.6})$$

$$C_p = k_1 \quad (\text{viz B.9}) \quad 1 \leq Ma \quad (\text{D.7})$$

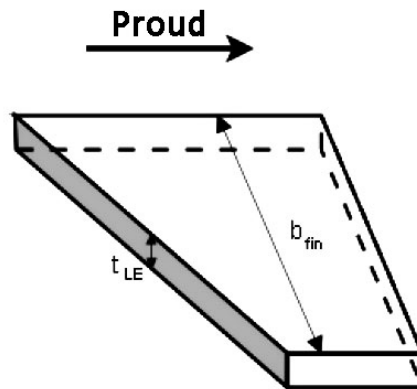
Střední koeficient tlaku na povrch tupé náběžné hrany při podzvukových rychlostech se určuje podělením ustálené hodnoty ($\approx 1,25 k_1$) dvěma.

Rovnice D.7 se používá pro křídélka při **nadzvukových rychlostech**; dodatečně zavádí do výpočtu úhel šípu náběžné hrany vynásobením výsledku členem $\cos^2 \Lambda_{LEfin}$.

$$C_p = \cos^2 \Lambda_{LEfin} C_p \quad (\text{rovnice D.7}) \quad (\text{D.8})$$

Konečně, koeficient odporu se vypočítá vynásobením C_p počtem křidélek (n_{fin}), zavádějícím do výpočtu vztažnou plochu (S) a rozměry křidélek (obrázek D.3).

$$C_{DfinLE} = C_p \frac{t_{LE} b_{fin}}{S} n_{fin} \quad (\text{D.9})$$



OBRÁZEK D.3 – Schéma geometrie tupé náběžné hrany křídélka

D.3 Odpor tupé odtokové hrany

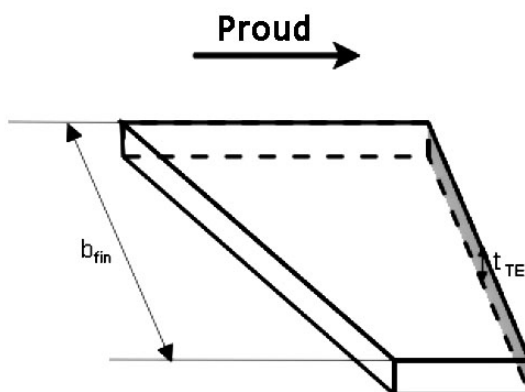
Koeficient středního tlaku na tupou náběžnou hranu křídélka v podzvukové a nadzvukové oblasti se vypočítá podle rovnic D.10 a D.11.

$$C_p = -\left(0,3 + \frac{Ma^4}{3}\right) \quad Ma < 1 \quad (\text{D.10})$$

$$C_p = -0,65 Ma^{-1,68} \quad Ma \geq 1 \quad (\text{D.11})$$

Koeficient odporu odtokové hrany se určí zahrnutím vztažné plochy (S) a rozměrů křidélek (obrázek D.4) do výpočtu a vynásobením počtem křidélek (n_{fin}).

$$C_{D_{finTE}} = -C_p \frac{t_{LE} b_{fin}}{S} n_{fin} \quad (D.12)$$



OBRÁZEK D.4 – Schéma geometrie tupé odtokové hrany křídélka

D.4 Třecí odpor

Třecí odpor křidélek se vypočítá stejnými rovnicemi (B.29 a B.30) jako třecí odpor povrchu střely (viz příloha B). V případě křídélka se do údaje S_{wetted} místo obtékané plochy povrchu těla střely (B.29) zavede obtékaná plocha povrchu křidélek. Proudění se považuje za turbulentní (B.30).

$$C_{D_f} = C_f \frac{S_{wetted}}{S} \quad (D.13)$$

kde

$$S_{wetted} = \text{obtékaná plocha povrchu křidélek } (2 \times S_{fin} \times n_{fin}).$$

Koeficient turbulentního tření povrchu C_f se vypočítá z rovnice

$$C_f = \frac{0,455}{(\log Re_{\bar{c}})^{2,58}} (1 + 0,21Ma^2)^{-0,32} \quad (D.14)$$

kde

$$Re_{\bar{c}} = \text{Reynoldsovo číslo} = \frac{V\bar{c}}{\nu},$$

\bar{c} = střední aerodynamická těživa křídélka (MAC), viz rovnici E.4 a obrázek E.1,

ν = kinematická viskozita (viz rovnici B.32).

Příloha E
(normativní)

Metody výpočtu vztlakové síly a momentu pro křídélkový stabilizátor

E.1 Výpočet vztlakové síly

Vztlaková síla křídla závislá na úhlu náběhu, určená v této kapitole, platí pro nulový úhel náběhu. Geometrie střely s použitým označením je vyobrazena na obrázku B.1.

Celková vztlaková síla střely závislá na úhlu náběhu se odvozuje z vypočítaného koeficientu normálové síly závislé na úhlu náběhu a z celkového odporu střely při nulovém úhlu náběhu (rovnice E.1). Koeficient celkové normálové síly střely se určí jako součet složek (rovnice E.2).

$$C_{L\alpha_0} = C_{N\alpha_0} - C_{D_0} \quad (\text{E.1})$$

$$C_{N\alpha_0} = \left| C_{N\alpha_0} \right|_b + K_{int_{wb}} K_{int_{ff}} \left| C_{N\alpha_0} \right|_w \quad (\text{E.2})$$

Metody k určení koeficientu normálové síly těla (závislé na úhlu náběhu) $\left| C_{N\alpha_0} \right|_b$ jsou popsány v příloze C. Následující kapitoly obsahují příslušné metody pro křídélka.

E.2 Vztlak křídla závislý na úhlu náběhu

Zde je uveden koncept obtékané plochy křídla (křídlem se zde rozumí dvě protilehlá křídélka, přičemž obtékaná plocha křídla je dána spojením dvou křídélek – viz obrázek E.1). Koeficient $\left| C_{N\alpha_0} \right|_w$ normálové síly působící na obtékanou plochu při nulovém úhlu náběhu se vypočítá podle

$$\left| C_{N\alpha_0} \right|_w = \frac{2\pi A_{exp}}{2 + (A_{exp}^2 (\beta^2 + \tan^2 \Lambda_{c/2}) + 4)^{0,5}} \times \frac{S_{exp}}{S} \quad (\text{E.3})$$

kde

$$A_{exp} = \text{šťíhlostní poměr (obtékaného křídla)} \left(\frac{b_{exp}^2}{S_{exp}} \right)$$

$$\Lambda_{c/2} = \text{úhel šípu v polovině hloubky křídélka}$$

$$S = \text{vztažná plocha}$$

$$S_{exp} = \text{obtékaná plocha křídla}$$

$$\beta = \sqrt{|Ma^2 - 1|}$$

V transsonické oblasti se velikost koeficientu omezuje na hodnotu stanovenou při $Ma = 1 + \sqrt{A_{exp}}/10$. Náhlá ztráta vztlaku v transsonické oblasti je složitým obtížně předvídatelným jevem. Omezení se zavádí, aby se předešlo přeceňování stability (vztlakové síly) poskytované křídly v celém rozsahu této oblasti rychlosti. Omezující hodnota pro $\left| C_{N\alpha_0} \right|_w$ se používá při přechodu z podzvukové oblasti až

Příloha E
(normativní)

do transsonické rychlosti vždy, když je výsledek získaný z rovnice E.3 větší než limitní hodnota. V praxi je omezení účinné pouze v případě vysoké štíhlosti křídel.

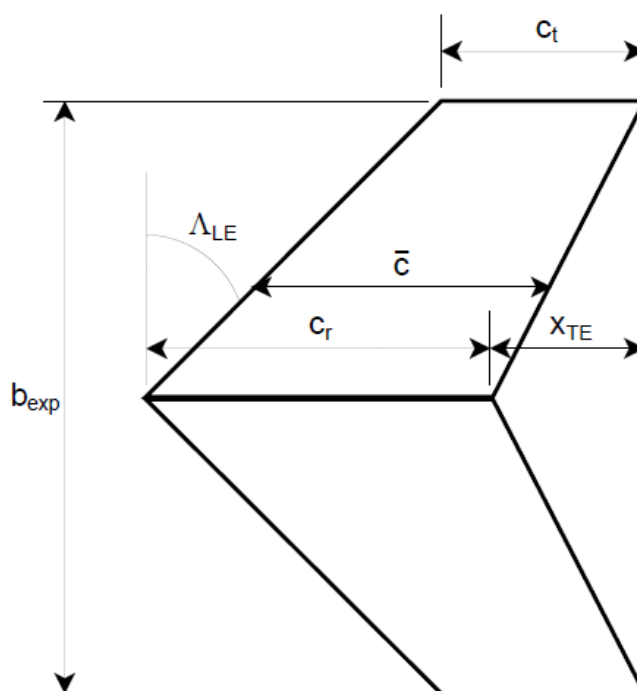
Střední aerodynamická hloubka (tětiva) křídélka (MAC, \bar{c}) se vypočítá z rovnice

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (\text{E.4})$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (\text{E.5})$$

kde

- c_t = délka konce křídélka (viz obrázek E.1)
 c_r = délka kořene křídélka (viz obrázek E.1)



OBRÁZEK E.1 – Geometrie obtékaného křídla bez těla. Vzdálenost aerodynamického centra od vrcholu obtékaného křídla se vypočítá rovnicemi E.14 a E.15. Střední aerodynamická hloubka křídla se vypočítá z rovnic E.4 a E.5.

Příloha E
(normativní)

E.3 Vliv tloušťky křídélka

Tloušťka odtokové hrany zvyšuje koeficient normálové síly závislý na úhlu náběhu a jeho přírůstek $\Delta [C_{N\alpha_0}]_w$ se vypočítá z rovnice

$$\Delta [C_{N\alpha_0}]_w = [C_{N\alpha_0}]_w \left(1,2 \left(\frac{t_{TE}}{\bar{c}} \right) - 1,2 \left(\frac{t_{TE}}{\bar{c}} \right)^2 \right) \quad (\text{E.6})$$

kde

$$[C_{N\alpha_0}]_w = \text{koeficient normálové síly závislý na úhlu náběhu při nulovém úhlu náběhu,}$$
$$t_{TE} = \text{tloušťka odtokové hrany křídélka,}$$
$$\bar{c} = \text{střední aerodynamická hloubka křídélka.}$$

Rovnice je tady použita ke stanovení vlivu tloušťky křídélka na sklon normálové síly. Druhý člen v pořadí se vkládá do rovnice proto, aby efekt zmizel, pokud by se tloušťka odtokové hrany t_{TE} nadměrně zvětšila.

Tloušťka náběžné hrany také zvyšuje úhel náběhu a její vliv se vypočítá z rovnice

$$\Delta [C_{N\alpha_0}]_w = [C_{N\alpha_0}]_w \left(4,5 \left(\frac{t_{LE}}{\bar{c}} \right) / Ma - 4,5 \left(\frac{t_{LE}}{\bar{c}} \right)^2 / Ma \right) \quad (\text{E.7})$$

kde

$$t_{LE} = \text{tloušťka náběžné hrany křídélka}$$

Machovo číslo v rovnici se v podzvukové oblasti bere rovno 1. Rovnice byla vytvořena, aby se v případě, že přesnost a použitelnost budou odpovídat, podobala výše uvedené rovnici (E.6) pro tloušťku odtokové hrany. Druhý člen je zaveden do rovnice proto, aby v případě extrémně zaobleného profilu křídélka oslabující vliv zmizel.

E.4 Působení interference

Aerodynamiky částí střely jsou zjišťovány samostatně a sečítají se zde uvedeným způsobem. Tedy, v praxi zde jsou vzájemné závislosti, které jsou zavedeny pomocí koeficientů interference. Ke stanovení odhadu vzájemných závislostí při nulovém úhlu náběhu se použijí následující rovnice.

Koeficient interference mezi křídlem a tělem je určován z rovnice teorie štíhlého těla

$$K_{int_{wb}} = \left(1 + \frac{d}{b} \right)^2 \quad (\text{E.8})$$

kde

$$d = \text{průměr těla střely,}$$
$$b = \text{celkové rozpětí včetně průměru těla,}$$
$$K_{int_{wb}} = K_{W(B)} + K_{B(W)} \text{ (nebo } K_W + K_B), \text{ křídlo (W) vůči tělu (B) a tělo (B) vůči křídlu (W) při úhlu } \alpha = 0^\circ \text{ a úhlu } \delta = 0^\circ.$$

Příloha E
(normativní)

Koeficient interference K_B vzájemného ovlivnění je odvozen z teorie štíhlého těla a křivek založených na lineární teorii.

Ve výše uvedené metodě je součet koeficientů $K_W + K_B$ získán z rovnice E.8.

K_W se pak určí ze vztahu

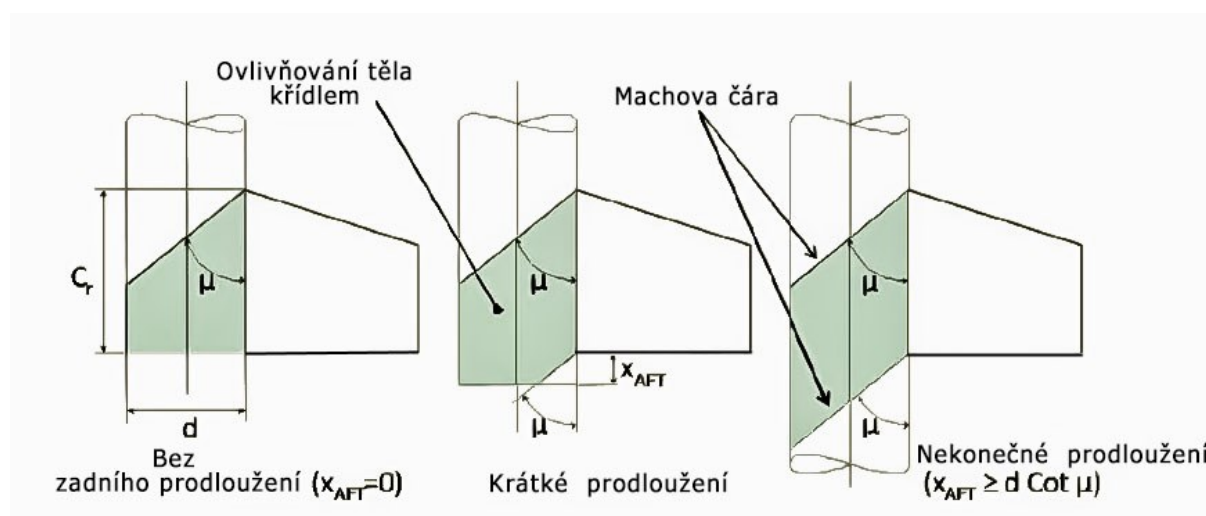
$$K_W \approx 1 + \frac{d}{b} \quad (E.9)$$

A nakonec se vypočítá K_B odečtením K_W ze součtu koeficientů.

$$K_B = K_{int_{wb}} - K_W \quad (E.10)$$

Posledně zmíněná metoda se použije při nadzvukových rychlostech v případě, že $A_e \sqrt{Ma^2 - 1} > 1$. Délka těla (přenos účinku na tělo) za sestavou křidélek se do výpočtu zavádí jednoduchou lineární interpolací mezi hodnotami pro „nulovou délku těla za křidélky“ a „nekonečnou délkou těla za křidélky“. „Přepočtená“ délka těla je výpočtově založena na Machově úhlu a na místním průměru těla (viz obrázek E.2). Velikost K_B je omezena na hodnotu danou teorií štíhlého těla.

V případě, že aerodynamika náběhu se počítá pro kombinaci křídla a těla, jsou požadovány koeficienty K_W a K_B dílčích interferencí.



OBRÁZEK E.2 – Stanovení účinku křídla na tělo při nadzvukových rychlostech

Vzájemné interference mezi křidélky (*fin-fin*) v sestavě křidélek se určují z rovnice

$$K_{int_{ff}} = 0,21 (1 + n_{fin}) \quad (E.11)$$

kde

n_{fin} = počet křidélek ve skupině.

Velikost interference je omezena hodnotou 2. Předpokládá se, že v praxi je maximální počet křidélek 10 a že zvyšování jejich počtu nevede k příznivější vztahové síle.

Příloha E

(normativní)

Pro 2 křídélka (vodorovná křídla) se používá koeficient interference o hodnotě 1.

Účinky interference se do výpočtu zavádí vynásobením hodnoty $[C_{N\alpha_0}]_w$ pro obtékané křídlo koeficienty interference (viz rovnici E.2).

Koeficient interference mezi křídlem a tělem se dále upravuje započtením vlivu spár mezi křídélky a tělem a vlivu krátkého těla za křídélky.

E.5 Spáry mezi křídélky a tělem

Proudění přítomné ve spárách mezi křídélky a tělem způsobuje ztrátu vztlakové síly a tento jev se zahrnuje do výpočtu pomocí koeficientů interference. Do výpočtu se rovněž pomocí koeficientů interference zavádí vliv přítomnosti těla na aerodynamiku křídla a naopak.

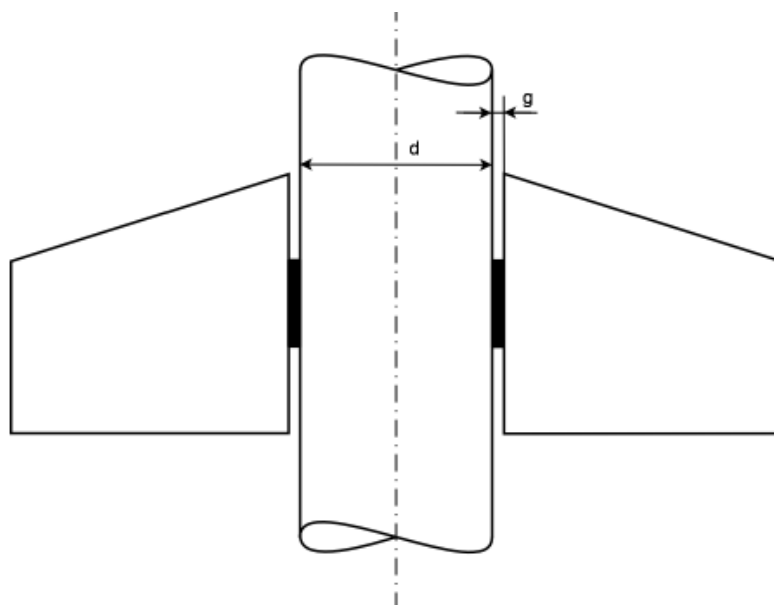
Ztráty při určování normálové síly do výpočtu vkládá součet koeficientů interference mezi křídélky a tělem $K_{int_{wb}} = K_W + K_B$ vynásobený ztrátovým faktorem FNF .

Ztrátový faktor se vypočítá ze vztahu

$$FNF = 1 - 0,85 k \sqrt{\frac{g}{d}} \quad (E.12)$$

Symbol g označuje šířku spáry a d je místní průměr těla (viz obrázek E.3). Koeficient k zavádí do výpočtu vliv Machova čísla; je-li $Ma < 1$, bere se $k = \sqrt{Ma}$. Při změnách Machova čísla od 2 do 5 se velikost k lineárně mění z hodnoty 1 do 0.

Pro oblast rychlostí $1 < Ma < 2$ je velikost koeficientu $k = 1$; pro $Ma > 5$ je $k = 0$.



OBRÁZEK E.3 – Spára (g) mezi křídélky a tělem

Ztrátový koeficient FNF se dále upravuje vyjmutím podílu K_W ze ztrát. Předpokládá se, že interferenční ztráta vyvolaná spárami ovlivňuje pouze přenos na tělo. Také se předpokládá, že relativně úzké spáry nezmění vliv těla na aerodynamiku křídélka.

Příloha E
(normativní)

Nový ztrátový koeficient $FNF1$ se určuje jednoduše použitím hodnot pro K_W a K_B při nulovém úhlu náběhu. Předpokládá se, že platí následující poměr

$$FNF \times (K_W + K_B) = FNF1 \times K_B + K_W \quad (E.13)$$

Jako nejmenší přípustná hodnota $FNF1$ se bere = 0.

E.6 Aerodynamické těžiště

Při nadzvukových a transsonických rychlostech se aerodynamické těžiště obtékaného křídla (za vrcholem křídla) určuje z

$$X_{ac} = 0,7 c_r - 0,2 c_t + 0,4 x_{TE} - k \frac{\bar{c}}{4} \quad Ma > 1 \quad (E.14)$$

$$k = \left(\frac{1}{Ma}\right)^{A_{exp}} \quad (E.15)$$

kde

A_{exp} = štíhlost obtékaného křídla.

Při podzvukové rychlosti je koeficient $k = 1$ a aerodynamické těžiště se určuje z

$$X_{ac} = 0,7 c_r - 0,2 c_t + 0,4 x_{TE} - \frac{\bar{c}}{4} \quad Ma < 1 \quad (E.16)$$

Rovnice pro k s rostoucím Machovým číslem posunuje těžiště směrem dozadu.

Také v případě málo štíhlých křídel nastává s nárůstem rychlosti mírný zpětný posun těžiště.

Podíly křidélek na koeficientu klopného momentu $C_{m_{\alpha_0}}$ závislého na úhlu náběhu se stanovují vynásobením $[C_{N_{\alpha_0}}]_w$ bezrozměrnou délkou ramene. Bezrozměrná délka ramene mezi vztažným bodem (hmotným těžištěm) a aerodynamickým těžištěm křídla se vypočítá jeho dělením průměrem těla d . Na závěr, celková velikost $C_{m_{\alpha_0}}$ se vypočítá sečtením podílů těla a křídla.

$$C_{m_{\alpha_0}} = [C_{m_{\alpha_0}}]_b + [C_{N_{\alpha_0}}]_w \frac{\Delta x}{d} \quad (E.17)$$

E.7 Moment tlumicí klopení

Moment tlumicí klopení vyvolaný křídélky se vypočítá z rovnice

$$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 K_{int_{wb}} K_{int_{ff}} [C_{N_{\alpha_0}}]_w \left(\frac{\Delta x}{d}\right)^2 \quad (E.18)$$

kde

$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$ = součet koeficientů momentů tlumicích klopení,

$[C_{N_{\alpha_0}}]_w$ = koeficient normálové síly závislé na úhlu náběhu,

Δx = vzdálenost mezi hmotným těžištěm a aerodynamickým těžištěm křidélek,

Příloha E
(normativní)

d = průměr těla střely.

Celkový koeficient momentu tlumícího klopení střely se určí sečtením podílů těla a křídélek.

E.8 Koeficienty točivého momentu

Koeficient momentu vyvolávajícího rotaci se vypočítá z rovnice

$$C_{l_o} = n_{fin} \frac{[C_{N\alpha_0}]_w}{2} \delta_{ff} \frac{y_{arm}}{d} \quad (E.19)$$

kde n_{fin} je počet křídélek a δ_{ff} je účinný úhel vyklonění křídélek (viz obrázek E.4).

$$\delta_{eff} = \delta_{basic} + \delta_{bevel} \quad (E.20)$$

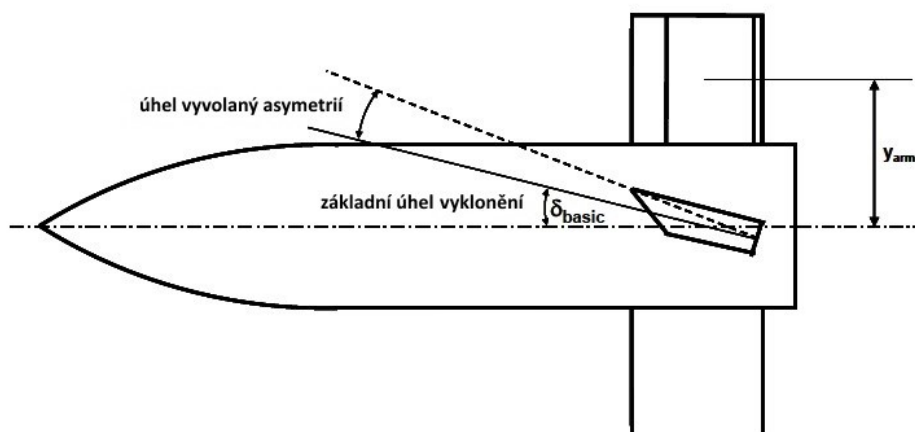
Rameno momentu y_{arm} se stanoví jako

$$y_{arm} = \frac{r_{loc}}{2} + 0,9 \frac{b_{exp}}{2} \left[0,333 + 0,167 \left(\frac{c_t}{c_r} \right)^{0,25} \right] \quad (E.21)$$

Délka ramena momentu (vzdálenost od osy) závisí na velikosti místního poloměru těla r_{loc} , obtékaném rozpětí b_{exp} , a poměrném zúžení křídélka. Podíl křídélka na délce ramene se snižuje o 10% odhadovaných vlivů špičky. Koeficient normálové síly obtékaného křídla závislé na úhlu náběhu $[C_{N\alpha_0}]_w$ nezahrnuje vlivy interference mezi křídly a tělem.

Definice základního a účinného úhlu vyklonění jsou vyobrazeny v obrázku E.4. V případě podzvukové náběžné hrany se uvažuje vliv vyklonění bez podílu náběžné hrany.

Pojem „točivý moment vyvolávaný podzvukovou zaoblenou náběžnou hranou“ by mohl být nepřímo porovnáván s případem nadzvukové náběžné hrany. Další vlivy stlačitelnosti na točivý moment jsou zavedeny do výpočtu v hodnotě normálové síly křídla.



OBRÁZEK E.4 – Definice geometrie základního úhlu vyklonění (náběhu) δ_{basic} a úhlu zkosení asymetrického křídélka (zkosení hran). Kladný úhel úkosu δ vyvolává (při pohledu zezadu) rotaci střely ve směru otáčení hodinových ručiček

Koeficient momentu tlumicího rotaci $C_{l\dot{\varphi}}$ se vypočítá z rovnice

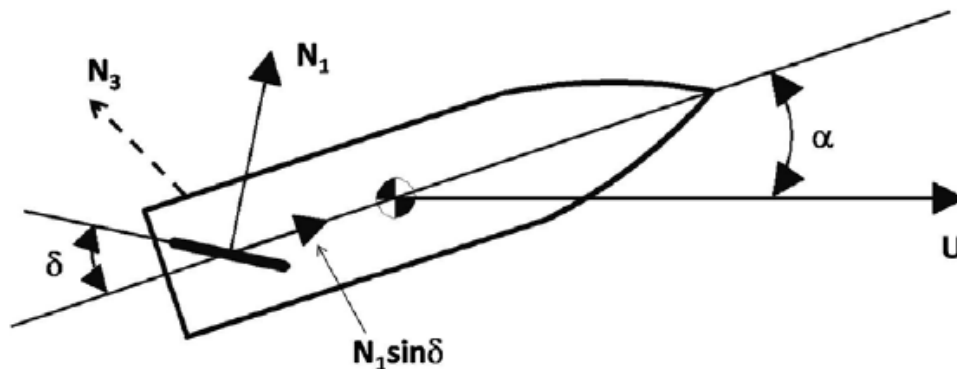
$$C_{l\dot{\varphi}} = -2,15 \frac{C_{l_0}}{\delta_{eff}} \frac{y_{arm}}{d} \quad (E.22)$$

Koeficient momentu tlumicího rotaci se stanovuje pouze pro křídélka buď s nějakým úhlem zkosení nebo pro asymetrická křídélka ($C_{l_0} \neq 0$).

E.9 Magnusův jev

Magnusovým jevem se nazývá mechanismus vyvolávající aerodynamické interakce mezi klopením střely a rovinou náběhu. Bylo zjištěno několik příčin této interakce, a jedna z nich, způsobená úhlem vyklonění křidélek nebo jejich asymetrickým tvarem, je popsána zde. Magnusův jev pro tělo byl popsán v příloze C.

Nakloněná normálová síla N_1 vznikající na vykloněném křídélku (viz obrázek E.5) vyvolává stranově působící točivý moment (v rovině náběhu) zvětšující v rovině klopení úhel náběhu α .



OBRÁZEK E.5 – Názvosloví a vznik interakce. Normálové síly na křídélku N_1 a N_3 (působící na křídélko na protilehlé straně) nejsou rovnoběžné v důsledku úhlu vyklonění křídélka δ

Magnusův moment vyvolává – v případě kladného vyklonění křidélek natočení špičky střely doleva – a vypočítá se z rovnice

$$C_{n\alpha} = -\left(\frac{8}{\pi}\right) K_{int_{wb}} K_{int_{ff}} \left[C_{N\alpha_0} \right]_w \delta_{eff} \quad (E.23)$$

kde

$$\delta_{eff} = \delta_{basic} + \delta_{bevel}$$

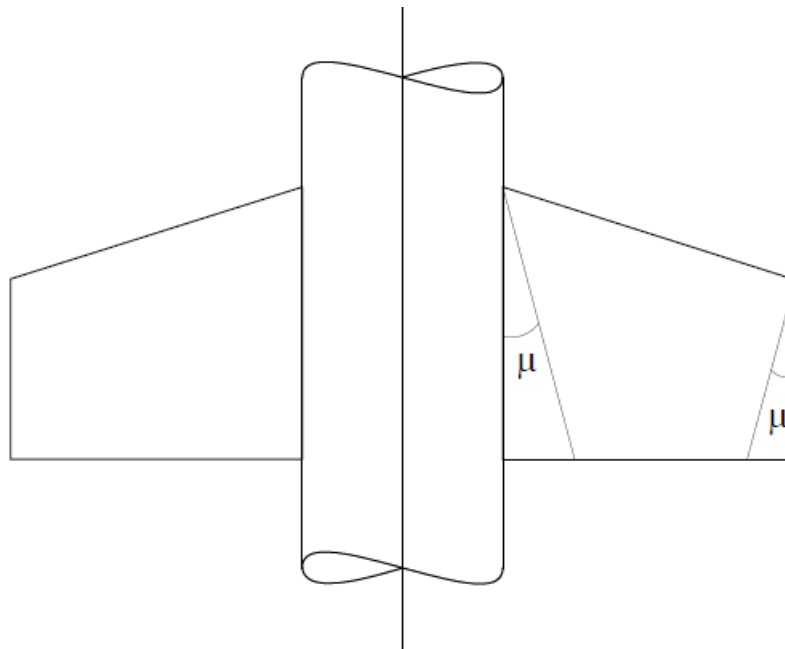
$$\delta_{bevel} = \delta_{bevel_0} \cos\left(\frac{\mu}{A_{exp}}\right) \quad \text{maximální hodnota výrazu } \left(\frac{\mu}{A_{exp}}\right) \text{ je } \frac{\pi}{2}.$$

Kladný úhel vyklonění křidélek δ vyvolává pravotočivý pohyb při pohledu na střelu zezadu. Symbol μ ($\mu = \arcsin \frac{1}{Ma}$) označuje Machův úhel (viz obrázek E.6); symbol A_{exp} je štíhlostní poměr obtékaného křídla (rozumí se dvojice křidélek bez podílu těla – viz obrázek E.1).

Příloha E

(normativní)

Je-li Machovo číslo Ma a (nebo) štíhlostní poměr A_{exp} velké, jsou podle rovnice účinky třírozměrného proudění na vychylování malé. Vlivy úhlu šípovitosti se nezapočítávají.

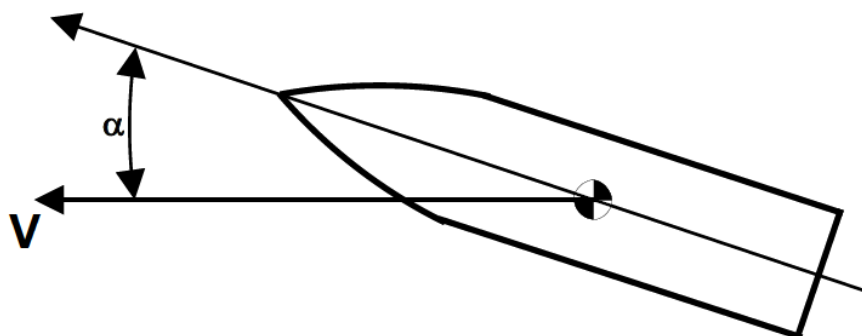


OBRÁZEK E.6 – Proudění uvnitř Machova kužele je ovlivněno účinky konce křídélka a spojení křídélka s tělem střely

AERODYNAMIKA OBECNÉHO NÁBĚHU

F.1 Stanovení koeficientů

Úhel náběhu α se definuje jako úhel mezi podélnou osou střely a vektorem rychlosti (tečnou ke dráze v daném bodě dráhy, v libovolném okamžiku), jak je znázorněno na obrázku F.1.



OBRÁZEK F.1 – Definice úhlu náběhu □

Působení úhlu náběhu α na aerodynamiku se vyjadřuje ve tvaru

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 \quad (\text{F.1})$$

$$C_{L\alpha} = C_{L_{\alpha_0}} + C_{L_{\alpha^3}} \alpha^2 \quad (\text{F.2})$$

$$C_{m\alpha} = C_{m_{\alpha_0}} + C_{m_{\alpha^3}} \alpha^2 \quad (\text{F.3})$$

Index 0 označuje hodnotu pro nulový úhel náběhu. Účinek úhlu náběhu se do výpočtu zavede pouze třemi koeficienty uvedenými výše v rovnicích F.1, F.2 a F.3.

Důraz se klade na polynomickou shodu dávající nejlepší aproximaci pro koeficienty při úhlech náběhu okolo 15 stupňů. Tedy, rovnice F.1, F.2 a F.3 dávají přijatelné odhady aerodynamiky až do úhlu náběhu 30 stupňů. Zde uvedené metody platí pro kombinaci křídlo s tělem, ale také se používají pouze pro tělo.

Závislost odporu a vztlaku na úhlu náběhu je výpočtově založena na odpovídajícím charakteru koeficientů axiální a normálové síly.

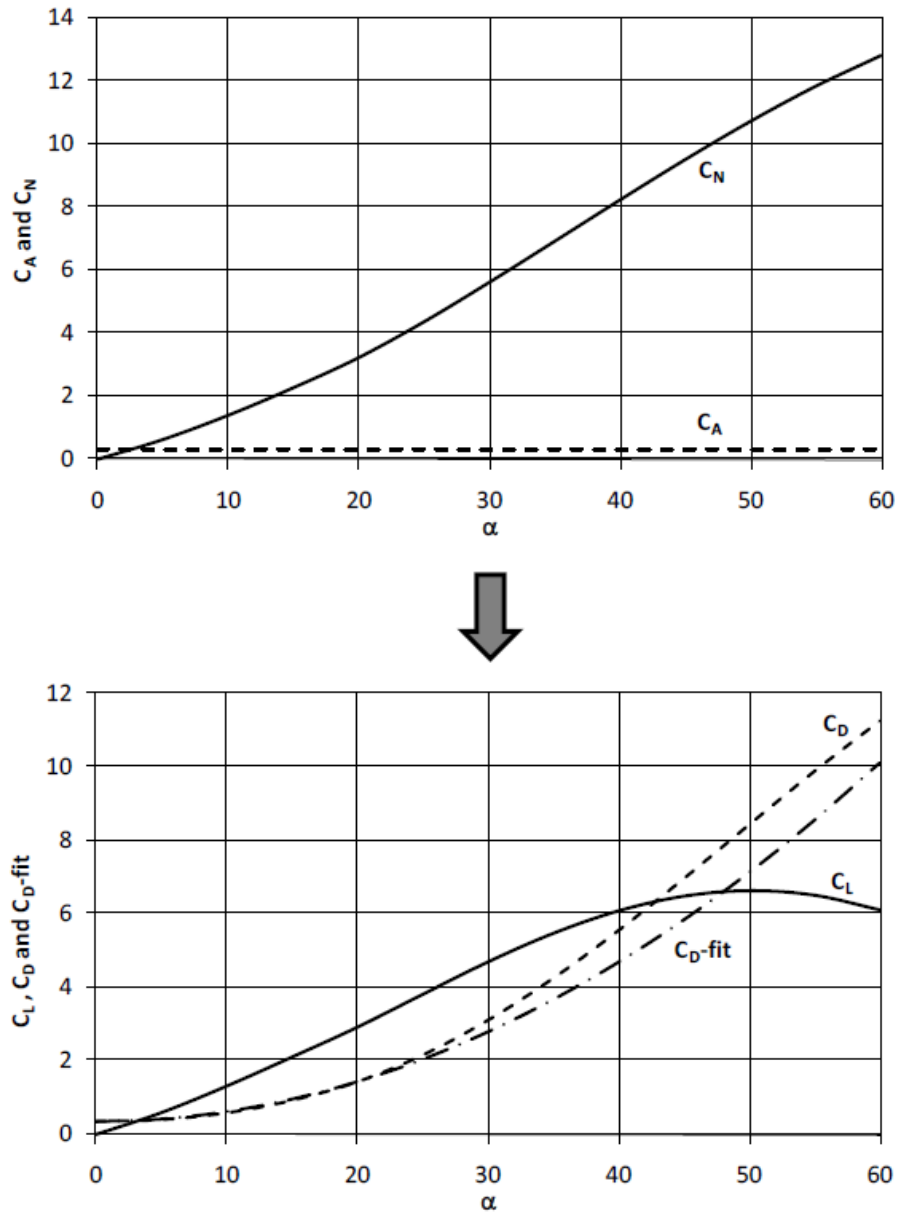
Členy vyššího řádu $C_{D_{\alpha^2}}$, $C_{L_{\alpha^3}}$ a $C_{m_{\alpha^3}}$ v rovnicích F.1, F.2 a F.3 se vypočítají z charakteristik C_N a C_A . Koeficienty C_N a C_A se vypočítají v souladu s rovnicemi F.6 a F.16. Koeficienty C_D a C_L se získají pomocí vztahů

$$C_D = C_A \cos \alpha + C_N \sin \alpha \quad (\text{F.4})$$

$$C_L = C_N \cos \alpha - C_A \sin \alpha \quad (\text{F.5})$$

Koeficient $C_{D_{\alpha^2}}$ se na základě známých hodnot C_D při 0 a 20 stupních vyřeší pro úhel náběhu $\alpha = 20$ stupňů (viz rovnice F.1). Ostatní koeficienty $C_{L_{\alpha^3}}$ a $C_{m_{\alpha^3}}$ se určí obdobným způsobem.

Příloha F
(normativní)



**OBRÁZEK F.2 – Vypočítané C_A a C_N transformované na C_L , C_D a C_{D-fit} .
 $C_{D_{\alpha^2}}$ se vyřeší pomocí rovnice F.1 při úhlech $\alpha = 0^\circ$ a $\alpha = 20^\circ$ (křivka C_{D-fit}).**

F.2 Normálová síla

Pro střely se šípovou stabilizací se celkový koeficient normálové síly vypočítá z

$$C_N = C_{NB} + C_{NW(B)} + C_{NB(W)} \quad (F.6)$$

kde C_{NB} je koeficient normálové síly samotného těla, $C_{NW(B)}$ je koeficient normálové síly křídla za přítomnosti těla a $C_{NB(W)}$ je koeficient normálové síly těla za přítomnosti křídla (vzájemné ovlivnění těla).

Výpočet koeficientu **normálové síly samotného těla** jako funkce úhlu náběhu se zakládá na rovnici teorie příčného proudění

$$C_{NB} = \left[C_{N\alpha_0} \right]_b \cos \alpha \sin \alpha + \eta \bar{c}_{dc} \sin^2 \alpha \frac{S_c}{S}. \quad (F.7)$$

kde

$\left[C_{N\alpha_0} \right]_b$ = koeficient normálové síly těla při nulovém úhlu náběhu,

α = úhel náběhu,

η = poměr odporu příčného proudění na válci konečné délky k odporu válce nekonečné délky,

\bar{c}_{dc} = koeficient odporu příčného proudění.

Poměr η se bere roven 1; velikost \bar{c}_{dc} je pro nadzvukové rychlosti = 1,2; pro podzvukové rychlosti ($Ma < 1$) = 0,6.

Koeficient **normálové síly křídla** za přítomnosti těla $C_{NW(B)}$ se určuje použitím konceptu ekvivalentního úhlu náběhu α_{eq} , který se vypočítá z

$$\alpha_{eq} = K_W \alpha + k_W \delta \quad (F.8)$$

kde

α = úhel náběhu,

δ = řídicí výchylka,

K_W, k_W = interferenční faktory (účinek těla na aerodynamiku křídla

při $\alpha \neq 0, \delta = 0$ (K_W) a $\alpha = 0, \delta \neq 0$ (k_W)).

Dále ještě, $C_{NW(B)}$ se rovná C_{NW} vyhodnocenému při α_{eq} :

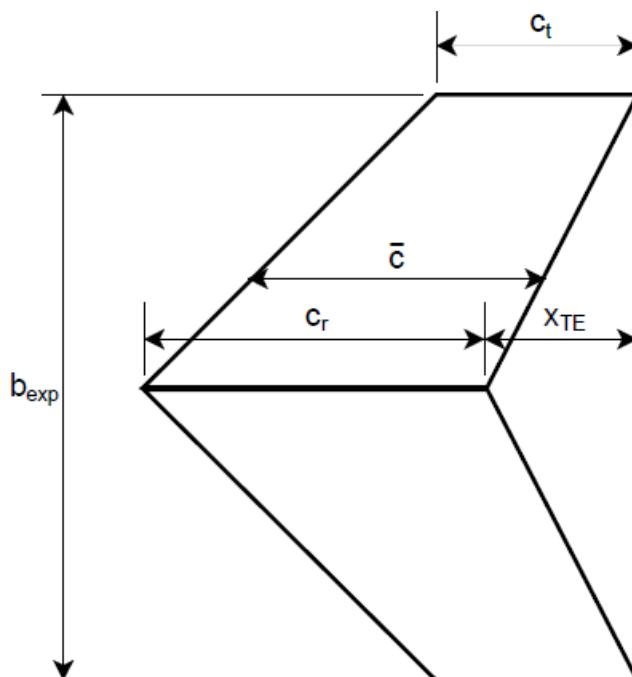
$$C_{NW(B)} = C_{NW}(\alpha_{eq}). \quad (F.9)$$

Koeficient C_{NW} pro **obtékané křídlo** (viz obrázek F.3) se stanoví z rovnice

$$C_{NW} = \left[C_{N\alpha_0} \right]_w \sin(\alpha) \cos(\alpha) + \sin^2(\alpha) \frac{S_{exp}}{S}. \quad (F.10)$$

Koeficient $C_{NW(B)}$ včetně účinků řízení se teď získá, když v rovnici F.10 se úhel α nahradí úhlem α_{eq} . Význam náklonu v rovnici byl již důkladně popsán.

Příloha F
(normativní)



**OBRÁZEK F.3 – Konfigurace obtékaného křídla
(křídlo = dvě protější křídélka, bez podílu těla)**

Koeficient normálové síly křídla C_{NW} je při podzvukové rychlosti omezen hodnotou 1,2; při nadzvukové rychlosti hodnotou 1,5 (referenční plocha je obtékaná plocha křídla při dodržení omezení).

Výpočet interferenčních faktorů K_W a k_W je založen na rovnici uzavřeného tvaru z teorie štíhlého těla (SBT). Interferenční faktor K_W může být také proměnný v závislosti na úhlu náběhu podle vztahu

$$K_W(\alpha) = ((K_{W_0} - 1) (0,6 - \sin(\alpha)Ma)/0,6) + 1 \quad (F.11)$$

Označení K_{W_0} znamená hodnotu koeficientu při nulovém úhlu α . Nejmenší hodnota $K_W(\alpha)$ se bere rovna 0,9.

Charakteristika koeficientu interference k_W jako funkce Machova čísla, a úhlů α a δ ; je jednoduše proměnná podle rovnice

$$k_W(\alpha, \delta) = k_{w_0} \cos(\alpha + \delta) \quad (F.12)$$

Označení k_{w_0} znamená hodnotu koeficientu při nulových úhlech α a δ . Hodnota koeficientu se bere rovna 1.

Příslušná **normálová síla ovlivňující tělo** v přítomnosti křídla se stanovuje z rovnice

$$C_{NB(W)} = C_{roll_N} \frac{K_B(\alpha=0)}{K_W(\alpha=0)} C_{NW(B)} \cos(\delta) \quad (F.13)$$

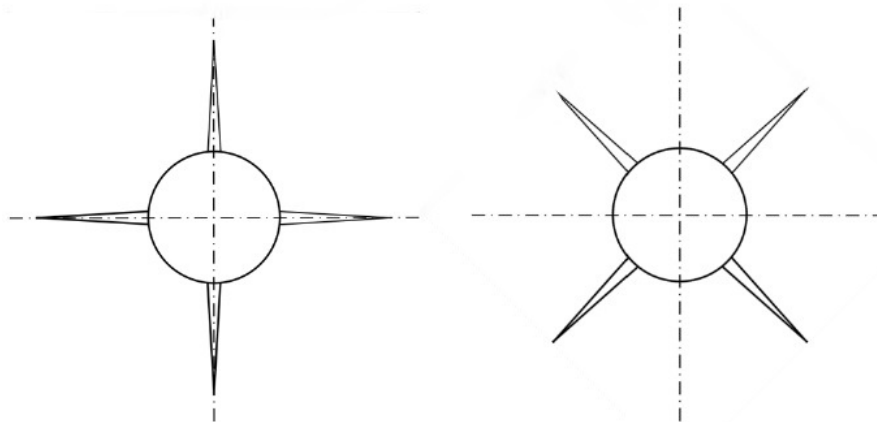
Interferenční koeficienty K_W a K_B se vypočítají pomocí rovnic E.9 a E.10. Jsou-li spáry mezi tělem a křídélky zahrnuty do výpočtu, pak koeficient K_B se před výpočtem $C_{NB(W)}$ vynásobí ztrátovým koeficientem $FNF1$ z rovnice E.13.

Příloha F
(normativní)

Jestliže existují spáry mezi tělem a křídélky, pak ovlivnění získané z rovnice F.13 se ještě vynásobí $\cos \delta$.

Koeficient přenesené normálové síly na tělo $C_{NB(W)}$ se vypočítá použitím nulové hodnoty úhlu pro poměr interferenčních koeficientů K_B/K_W . Přitom se předpokládá, že nelinearity jsou do výpočtu zahrnuty v hodnotě $C_{NW(B)}$ (viz rovnice F.13).

Poloha natočení střely s křídélkovým stabilizátorem ovlivňuje tělo; pokud se tělo střely pootočí z polohy \oplus do polohy \otimes (tj. pootočeno o 45°), pak se velké množství normálové síly ztrácí, viz obrázek F.4. Tento efekt se do výpočtu zavede v hodnotě koeficientu C_{roll_N} (pro polohu \otimes). Člen C_{roll_N} byl vložen do rovnice; v případě polohy \oplus se rovná 1.



OBRÁZEK F.4 – Poloha natočení střely (vlevo je \oplus a vpravo je \otimes).

Koeficient natočení C_{roll_N} je závislý na úhlu náběhu α podle

$$C_{roll_N} = \frac{0,6 - \frac{4}{n_{fin}} \sin(\alpha) Ma}{0,6} \quad (F.14)$$

Člen $4/n_{fin}$ (v případě čtyř křidélek = 1) vytváří účinek polohy natočení na tělo a v případě vícekřídélkových střel zmenšuje ovlivnění ($C_{roll_N} \rightarrow 1$ když $n_{fin} \rightarrow \infty$). Nejmenší hodnota koeficientu C_{roll_N} bude 0.

Pokud se vypočítají koeficienty K_W a C_{roll_N} tak, aby se vliv úhlu náběhu na interferenci podobal vlivu při vyšších Machových číslech, potom Machovo číslo použité v rovnici je omezeno na minimální hodnotu 0,8.

Závislost interference mezi křídélky na úhlu náběhu

Interference mezi křídélky K_{inffo} pro nulový úhel náběhu se vypočítá shodně s přílohou D a jestliže existují více než čtyři křídélka, použije se ke korekci aerodynamiky střely.

Koeficient interference $K_{inff}(\alpha)$ se určí z rovnice

$$K_{inff} = 1 + (K_{inffo} - 1) \times \cos(2 \alpha) \quad (F.15)$$

Příloha F
(normativní)

Indexem „0“ se označuje hodnota koeficientu při nulovém úhlu náběhu. Rovnice F.15 zkrátka předpokládá, že dodatečná normálová síla vyvolaná vícečetnými křídélky pomine při úhlu náběhu $\alpha \geq 45^\circ$.

F.3 Axiální síla

Při podzvukových rychlostech je výpočet koeficientu axiální síly pro úplnou střelu založen na teorii odporu příčného proudění podle rovnice

$$C_A(\alpha) = C_{A_0} \cos^2(\alpha) \quad Ma < 1 \quad (\text{F.16})$$

Koeficient axiální síly C_{A_0} při nulovém úhlu náběhu se určí pomocí metody uvedené v příloze B ($C_{A_0} = C_{D_0}$). Pro nadzvukové rychlosti se koeficient $C_A f(\alpha)$ bere jako konstantní.

$$C_A(\alpha) = C_{A_0} \quad Ma > 1 \quad (\text{F.17})$$

Podíl řídicí výchylky na koeficientu axiální síly se určuje ze vztahu

$$C_A(\delta) = C_{roll_A} \sin(\delta) C_{NW(B)} \quad (\text{F.18})$$

kde

$$C_{roll_A} = 1 - \text{pro polohu natočení } \oplus,$$

$$C_{roll_A} = 2 - \text{pro polohu natočení } \otimes.$$

Koeficient C_{roll_A} zavádí do výpočtu vliv polohy natočení na velikost axiální síly. V případě polohy natočení \oplus je jeho hodnota 1 (pro vychýlení se předpokládají 2 vodorovná křídélka); v případě polohy natočení \otimes se hodnota koeficientu rovná 2, protože pro vznik vychýlení o stejné velikosti úhlu δ , vytvářejícího odpovídající normálovou sílu v rovině klopení, se předpokládají čtyři křídélka.

F.4 Klopný moment

Působí síla odporu na tělo se z hodnoty x_{cp_0} vypočítané pro nulový úhel náběhu posunuje k těžišti plochy průmětu těla podle vztahu

$$x_{cp}(\alpha) = x_{cp_0} + \sin(2\alpha) (x_c - x_{cp_0}) \quad (\text{F.19})$$

x_c je vzdálenost těžiště plochy podélného řezu střely měřená od špičky střely. Stanovení velikosti x_{cp_0} pro nulový úhel náběhu je popsáno v příloze C.

Stanovení podílu **křídla** na velikosti koeficientu klopného momentu je založeno na průběhu koeficientu normálové síly popsané v předcházejícím textu. Předpokládá se, že při zvětšování úhlu náběhu se působí tlaku posunuje od hodnoty pro nulový úhel náběhu dozadu – podle rovnice

$$x_{cp} = x_{cp_0} + \sin|\alpha + \delta| (x_{cp_{90}} - x_{cp_0}) \quad (\text{F.20})$$

Příloha F
(normativní)

Mezní hodnoty působíště tlaku pro 0° a 90° se vypočítají podle přílohy E. Hodnota pro 90° se stanoví použitím hodnoty $k = 0$ v rovnici E.15. Rovnice F.20 platí pro střelu s polohou natočení \oplus .

V případě polohy natočení \otimes nastává s rostoucím úhlem náběhu křídla zpětný posun působíště tlaku mírněji, a to při všech Machových číslech. Rozdíl vzdáleností je největší při mírných úhlech a při úhlech náběhu křídla 0 a 90° jsou při polohách natočení \oplus a \otimes působíště tlaku stejná.

Rovnice F.21, ve které je člen $\sin(\alpha)$ umocněný exponentem (který se v případě 4 křidélek rovná dvěma) vyvolá průběh podobný popisu. V případě vícekrídelkových střel zmenšuje vložený člen $4/n_{fin}$ vliv polohy natočení.

$$x_{cp} = x_{cp_0} + [\sin|\alpha + \delta|]^{(1+4/n_{fin})} (x_{cp_{90}} - x_{cp_0}) \quad (F.21)$$

Koeficient klopného momentu úplné střely se získá sečtením podílů křídla a těla. Účinky řízení jsou dány za předpokladu dvou vodorovných křidélek k vychýlení a nulového úhlu pootočení těla (kladná poloha). Počet křidélek v každé sestavě křidélek neovlivňuje účinek řídicích vychylek.

Účinnost českého obranného standardu od: 14.4.2016

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: 2022, obsahuje 30 listů

Distribuce: Odbor obranné standardizace Úř OSK SOJ, nám. Svobody 471, 160 01 Praha 6

Vydal: Úřad pro obrannou standardizaci, katalogizaci a státní ověřování jakosti
oos.army.cz

NEPRODEJNÉ
