

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH RAKETOVÉHO MOTORU

ROCKET ENGINE DESIGN

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

JAKUB CEJPEK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. KAREL TŘETINA, CSc.

Abstrakt

Cílem této práce je navrhnout raketový motor na tuhou pohonnou hmotu s dostatečným výkonem pro vynesení zátěže o hmotnosti 500 gramů do výšky 1500 metrů. A dále navrhnout základní uspořádání rakety, která by tento motor využila.

Návrh motoru je řešen nejprve teoreticky, tedy bez ohledu na dostupnost konstrukčního materiálu, paliva a výrobních technologií. Po vyřešení této teoretické části následuje řešení, které zohledňuje dostupnost výše zmíněných prostředků. To znamená nejprve určit vhodné a dostupné palivo a podle parametrů tohoto paliva přepracovat konstrukci motoru v závislosti na dostupných konstrukčních materiálech a výrobních prostředcích.

Summary

The objective of this study is to design a solid rocket fuel engine with sufficient power to propel 500 grams to 1500 meters of altitude. Furthermore to draft a design of a rocket that will utilize this category of solid rocket fuel engine.

This study will begin with a theoretical exploration of the means to formulate the correct propellant closest to the theoretical solid rocket fuel formula. This section of the exploration will exclude the construction materials, technology, and the propellant availability. After the theoretical exploration the calculations will continue, respecting the availability of construction materials, technology, and the propellant; to investigate the means to formulate the correct propellant closest to the theoretical formula. Then, according to the new propellant formulation, re-design the engine.

Klíčová slova

raketa, tuhá pohonná hmota, raketový motor, impulsní raketový budič

Keywords

rocket, solid propellant, rocket engine, vibration exciter

Prohlašuji, že svou bakalářskou práci, pojmenovanou *Návrh raketového motoru*, jsem vypracoval samostatně a pod vedením svého supervizora s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jakub Cejpek

Rád bych poděkoval profesoru Konečnému z Univerzity obrany za konzultace, rady a pomoc s výpočty vnější i vnitřní balistiky a stabilizace.

Děkuji docentu Třetinovi, mému supervizorovi, za vedení této bakalářské práce.

Dále bych chtěl poděkovat docentu Vlkovi, profesoru Píšťkovi a Michalu Václavíkovi za doplňující informace k obecnému použití raket a Milanu Rusiňákovi za technologický pohled na konstrukci.

Jakub Cejpek

Obsah

1	Úvod	3
2	Historie raketových motorů	4
3	Popis raketového motoru	9
3.1	Součásti spalovací komory	10
3.1.1	Plášť spalovací komory	10
3.1.2	Tryska	11
3.1.3	Rošty a čelo	12
3.2	Tuhá pohonná hmota	12
3.2.1	Druhy tuhých pohonných hmot	12
3.2.2	Tvary tuhých pohonných hmot	13
3.2.3	Požadavky na tuhou pohonnou hmotu	14
4	Teoretické řešení	15
4.1	Odhad potřebného výkonu motoru	15
4.2	Vstupní hodnoty výpočtu	15
4.3	Výpočty nezávislé na iteračním cyklu	15
4.4	Iterační cyklus	16
4.4.1	První iterace	16
4.4.2	Druhá iterace	17
4.4.3	Třetí iterace	18
4.4.4	Čtvrtá iterace	19
4.4.5	Pátá iterace	19
4.5	Dokončení výpočtů vnitřní balistiky	20
4.6	Návrh konstrukce rakety	21
4.7	Ověření dostupnosti rakety	21
5	Řešení s ohledem na dostupnost paliva	22
5.1	Hodnoty pro výpočet	22
5.2	Výpočet chybějících rozměrů	23
5.3	Výpočet vnitřní balistiky	23
5.4	Hodnoty po sedmé iteraci	23
5.5	Kontrola dostupnosti rakety	24
6	Řešení konstrukce	25
6.1	Modelování součástí	25
6.2	Zajištění stability	28
6.3	Návrh velikosti stabilizátoru	28
7	Využití raketového motoru	32
7.1	Bojové nasazení	32
7.2	Prostředek nouzového opuštění stroje	32
7.3	Rain Buster	34
7.4	Sondážní meteorologická raketa	34

OBSAH

7.5	Impulsní budič	35
8	Závěr	36
A	Odpalovací a startovací zařízení	I
A.1	Startovací zařízení	I
A.2	Odpalovací zařízení	II
B	Stabilizace zjednodušenou metodou	III
B.1	Příklad použití	IV
C	Zdrojový kód výpočtových programů	VI
C.1	Vnitrobalistické výpočty	VI
C.2	Stabilizace rakety	XII
D	Výkresová dokumentace	XV

1 Úvod

Technická vyspělost byla vždy znakem velké moci státu. V době své největší slávy ovládal starověký Řím obrovská území od Gibraltaru po Babylon a od Skotska po Rudé moře. Takto velké impérium vybudovali díky legiím, které se mohly rychle přesouvat po kamenných cestách, kterých postavili více než 78 000 *km*[20]. O několik set let později ovládala Británie světové oceány díky bezkonkurenčnímu loďstvu. Během druhé světové války bylo rozhodující silou letectvo. Jen o pár desítek let později se stal národní vesmírný program znakem světové supervelmoci.

Po roce 1945 si vlády Sovětského svazu a Ameriky plně uvědomili potenciál německých raket V2. Proto pokračovali ve vývoji taktických raket, které by byly schopné zasáhnout i ten nejvzdálenější cíl nepřítele. Němečtí inženýři a vědci se podíleli na vývoji raket jak na straně sovětské, tak americké. Každá ze stran měla výraznou postavu, která stála za úspěšným vývojem raket. Byl to Sergej Koroljov v Sovětském svazu a Wernher von Braun v Americe.

I když vyvíjeli raketu jako prostředek destrukce, oba dva snili o mírovém a konstruktivním využití obrovského potenciálu tohoto zařízení. Nakonec, i přes počáteční politický odpor, se povedlo v roce 1957 vypustit umělou družici Sputnik 1¹ na oběžnou dráhu.

Toto Koroljovovo „dítě“ bylo obrovskou motivací nejen pro americkou vládu, aby vypustila svůj vlastní satelit, ale též pro jednotlivce, jako například Homer Hickam [14], aby se též zabývali raketovou technikou.

Proto Sputnik 1 nezůstal bez odezvy. O čtyři měsíce později vyslal von Braun na oběžnou dráhu satelit Explorer 1². Tyto satelity byly prvními vlastovkami přicházejícího kosmického věku.

Po sondách přišli na řadu psi a šimpanzi a v roce 1961 lidé. Po prvním úspěšném sub-orbitálním letu Alana Sheparda oznámil prezident Kennedy cíl přistát na měsíci do konce desetiletí. Tím byl odstartován nejen závod o Měsíc, ale též malá průmyslová revoluce.

Pro dosažení cíle, vytýčeného Kennedym, byl schválen americkým kongresem téměř neomezený rozpočet. Největší část těchto financí byla investována do vývoje nových technologií a prostředků, které se později uplatnily i v běžném životě. Do celého programu Apollo byly zapojeny statisíce lidí a tisíce firem, organizací a univerzit.

Díky letům do vesmíru byly zlepšeny a zkonstruovány nové počítače a navigační přístroje, baterie a palivové články, obráběcí CNC centra, LED diody, infračervený teploměr, rozmrazovací systémy pro letadla a mnohá další zařízení a materiály. Strava vyvinutá pro dlouhodobý pobyt ve vesmíru dokonce obohatila běžný jídelníček o dětské výživy a dehydratované pokrmy.

¹Start 4. října 1957, Bajkonur; hmotnost 83,6kg. [21]

²Start 1. února 1958, Cape Canaveral; hmotnost 13,97kg.[22]

2 Historie raketových motorů

Na úsvitu dějin

Jako mnoho jiných vynálezů byl i princip reaktivního pohonu objeven náhodou. Nikoliv záměrným vývojem. Princip akce a reakce byl odpozorován už dávnými předchůdci druhu Homo Sapiens Sapiens. To když kdysi seděli pralidé u ohně a házeli do něj kaštiny. Některý kaštan jen tak ležel a s „popnutím“ se otevřel, ale jiný s kvílivým „hiss“ poskakoval, poletoval, stoupal a klesal.

Ti pozornější si všimli plamínku, který šlehne na opačnou stranu, než se kaštan začne pohybovat. Ti zvědavější zjistili, že v místě, odkud vyšlehl plamínek se nachází malý otvor.

Od 13. století do roku 1770

Létající kaštan byl záhadný jev. Klíčem k rozluštění jeho tajemství bylo zjištění, že v okamžiku opuštění ohniště přestane létat. Využití kaštanu pro pohon čehokoliv by tedy bylo nemožné už kvůli této jeho omezené oblasti funkčnosti.

Řešení přišlo s vynálezem střelného prachu. Tento převratný objev umožnil vznik prvního skutečného raketového motoru na tuhou pohonnou hmotu a jeho praktické využití.

Nejpraktičtější využití bylo pochopitelně pro vojenské účely. První písemně doložené využití raketového motoru jako nástroje ničení bylo roku 1232 v bitvě u Kai-Fung-Fu. Číňané použili tuto zbraň na zapálení mongolského tábořiště.

Kolem roku 1500 žil jistý čínský obchodník Wan Hoo, který byl fascinován ohňostrojem a zejména jeho pohonem. Jeho touha stát se „raketovým pilotem“ ho přivedla k myšlence upevnit svazek 47 velkých raket k židli, kterou sám navrhl. Nikdo neví, kam doletěl, ale na odvrácené straně měsíce je jeden kráter pojmenovaný Wan Hoo.

Osvícenci z východu

Po bitvě u Kai-Fung-Fu se rakety rozšířili do armád více zemí. Ale stále byly málo výkonné.

Roku 1770 princ Hyder Ali vyměnil bambusové a papírové spalovací komory za železné. To mu dovolilo zvýšit tlak a teplotu ve spalovací komoře, což ve svém důsledku znamenalo zvýšení použitelnosti (dolet, dostup a užitečné zatížení).

Po smrti Hydera v roce 1782 sestavil jeho syn Tippu pluk speciálně trénovaných vojáků operujících s raketami. Tento útvar se osvědčil ve válce proti Británii v letech 1792 až 1799. Z dochovaných zápisků se uvádí, že jediná raketa byla schopna zabít tři britské vojáky a zranit další čtyři.

Evropa to umí též

Hyderovy rakety neušly pozornosti mladému plukovníkovi Congrevemu. Uvědomil si potenciál těchto raket a pokusil se je vylepšit.

Vymyslel výrobní postupy pro pohonné hmoty i celé konstrukce. Jeho rakety vážily kolem 14,5 kg a uletěly bezmála 3 km. Tyto rakety se dočkaly několika bojových použití během napoleonských válek a války USA za nezávislost.

V říjnu 1806 odpálila britská armáda 2 000 raket na město Boulogne. To bylo téměř zničeno rozsáhlým požárem, který zlikvidoval většinu francouzských zásob pro invazi do Albionu. O rok později dala Británie najevo Holandsku, že se jí nelíbí jejich spojení s Francií. 25 000 raket odstartovalo a zničilo město Copenhagen.

Na americkém kontinentu Congreveho rakety ovlivnily, byť nepřímo, podobu americké

národní hymny. Americký právník, Francis Scott Key, sledoval útok britských raket na vojenskou pevnost McHenry. Zaujal ho pohled na americkou vlajku, plápolající v záři požáru, který způsobily britské rakety. Během tohoto útoku napsal poém „Defence of Fort M’Henry” („Obrana pevnosti Fort M’Henry”), který byl otištěn v mnoha národních listech. K textu přibyla hudba od Johna Stafforda. Píseň „The Star Spangled Banner” se stala oficiální americkou hymnou v roce 1931.

Congreeveho rakety byly velkým krokem vpřed. Ale stále trpěly nedostatečnou přesností. Tu vylepšil William Hale. Odstranil odpalovací a vyvažovací tyčku (takže raketa už nepřipomínala silvestrovskou pyrotechniku) a udělil raketě rotaci, čímž ji významně zpřesnil. Jeho rakety byly použity v americko-mexické válce.



Obrázek 2.1: [34] Jednorublová mince s Konstantinem Ciolkovským z roku 1987.

Otec moderní kosmonautiky

Konstantin Ciolkovskij je považován za zakladatele současné kosmonautiky. V genialitě mu nezabránila ani hluchota, kterou trpěl od sedmi let. Ciolkovskij mimo jiné matematicky dokázal efektivnost raketového motoru spalující kapalný vodík a kyslík, vymyslel způsob „výroby” umělé gravitace ve vesmíru, předpověděl přeměnu slunečního záření v elektrickou energii, navrhl použití gyroskopů pro prostorovou orientaci rakety, navrhl sedačku pro kosmonauta, která mu pomůže překonat přetížení za letu a sestavil plán, jak v šestnácti krocích kolonizovat galaxii.

Zemřel v 78 letech v roce 1935. Nikdy sám nepostavil žádnou raketu.

„...protože sen včerejška je nadějí dneška a realitou zítřka!”

16. března 1926 byl poprvé použit motor na kapalné palivo. První raketa Roberta Goddarda měla z dnešního pohledu velmi netradiční uspořádání. Kostru tvořily trubky, sloužící jako přívod paliva. Spalovací komora se nacházela na vrcholu konstrukce, kdežto nádrž s palivem a okysličovadlem byla umístěna pod tryskou. Takovéto umístění motoru mělo zajistit stabilitu za letu. Oproti dřívější stabilizaci pomocí dlouhé tyčky je tato varianta značný pokrok vpřed v koncepci konstrukce.



Obrázek 2.2: [35]Březen 1926, Nová Anglie, USA. Goddardova raketa na kapalné palivo.

Válka je hybnou silou vědecko-technického pokroku

Již během první světové války byl Robert Goddard osloven armádou, aby vynalezl zbraň, ve které by využil své znalosti. Jeho odpovědí byl předchůdce bazuky. O několik let později vyvíjel letecké rakety pro útočné letouny P-47 a P-38.

Nejen USA ale i Německo těžilo z raketových motorů. V Peenemünde, u Baltského moře, Wernher von Braun a jeho tým vyvinuli první raketu na kapalné palivo pro praktické použití s označením A4 (známější pod označením V2). A4 byla velkým krokem vpřed; měla maximální rychlost $1600 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, dostup 88 km , dolet 320 km a pokročilý naváděcí systém.

Po skončení války tuto zbraň chtěly obě vítězné strany. Von Braun pokračoval ve vývoji A4 pro americkou armádu. Do USA přivezl na 300 nedokončených raket a několik kolegů. Taktéž v Sovětském svazu pracovali Sergej Koroljov a Valentin Gluško s německými inženýry.



Obrázek 2.3: [36] Sovětský inženýr, Sergej Koroljov, na západě známý pouze jako „*The Chief Designer*”[12].



Obrázek 2.4: [37] Wernher „*Dr. Space*” von Braun

Ansari X Prize

V duchu Ortiegovy ceny¹ byla vyhlášena v roce 1996 soutěž v dobývání vesmíru nevládní soukromou organizací. Podmínkou vítězství bylo uskutečnit dva lety v rozmezí dvou týdnů nad hranici vesmíru.

V roce 2004 u příležitosti 47. výročí vypuštění Sputniku 1 tuto soutěž vyhrála společnost Virgin Galactic s kosmickým raketoplánem SpaceShipOne.

V současné době se vyvíjí nástupce pojmenovaný SpaceShipTwo. Oproti SpaceShipOne je konstruován jako komerční dopravní prostředek pro dosahování výšky přes 100 km. Od roku 2010 plánuje společnost Virgin Galactic provozovat flotilu pěti strojů tohoto typu.

Oba dva výše zmíněné prostředky jsou poháněny hybridním raketovým motorem spalujícím kaučuk (polybutadien HTPB) a rajský plyn (N_2O).[10]

...včera, dnes a zítra...

Byla doba, kdy lidé věřili, že Země je plochá. Věřili až do doby, než Fernão Magalhães uskutečnil výpravu kolem světa (sám plavbu nepřežil, byl zabit na Filipínách).

Lidé též věřili, že rychlost zvuku je jakási neviditelná bariéra, která letadlo kompletně zbaví ovladatelnosti. Věřili až do doby, kdy ji Charles Yeager překonal v experimentálním letounu Bell X-1.[12]

Lidé dnes věří, že přemístit se z místa na místo rychleji než světlo není možné. Ale už existují mnohé teorie, jak cestovat rychleji než světlo. Prozatím to jsou více sci-fi představy než možnosti založené na fyzikálních principech, které by byly dostatečně prozkoumány a formulovány.

Snad budoucnost přinese vědecko-technický pokrok, který umožní lidstvu „*pouštět se odvážně tam, kam se dosud nikdo nevydal*“.[15]



Obrázek 2.5: [38] „Chuck” Yeager překonal rychlost zvuku 14. září 1947 v letounu Bell X-1.

¹Roku 1919 vypsala hoteliér Raymond Orteig finanční prémii \$25 000 o non-stop let New York - Paříž. Tuto cenu vyhrál Charles Lindbergh v roce 1927 s letounem Spirit of St. Louis.

3 Popis raketového motoru

Hybná síla raketového motoru pochází z přeměny vnitřní energie paliva chemickou reakcí na kinetickou energii plynných částic. Tyto částice unikají tryskou z motoru - konají akci. Podle Newtonova pohybového zákona každá akce vyvolává ekvivalentní, opačně orientovanou, reakci. V tomto případě to je dopředný pohyb rakety.

Chemické reakce, probíhající ve spalovacích komorách raketových motorů jakékoliv konstrukce, probíhají za relativně vysokých teplot a tlaků. Rychlost těchto reakcí je závislá na druhu paliva, tlaku a teplotě.

Nejstarším typem je **raketový motor na tuhé palivo** (RM TPH). Dá se dlouhodobě skladovat ve smontované podobě. Jeho největší předností je jednoduchá konstrukce a vysoký výkon. Hlavní nevýhoda spočívá v neuhasitelnosti spalování: jakmile je jednou proveden zážeh, palivo musí vyhořet do konce. Nejvýkonnějším zástupcem je urychlovací raketový stupeň (Solid Rocket Booster, SRB) použitý u amerických raketoplánů.

Dalším typem je **raketový motor na kapalné palivo** (RM KPH). Tento druh raketového motoru poprvé sestrojil Robert Goddard a dnes je tím nejpoužívanějším pohonem na cestě do vesmíru: je použit v ruském Protonu, americkém raketoplánu, evropské Ariane a mnohých dalších raketách, včetně těch s taktickými účely. Pro let na měsíc byl navrhnut a postaven motor F-1. Dodnes je největším motorem tohoto druhu.

Spojením obou technologií je **hybridní raketový motor** (HRM). Palivo je ve formě tuhého zrna ve spalovací komoře a kapalné okysličovadlo je v oddělené nádrži. Například hybridní motor, vyrobený společností SpaceDev, pohání soukromý kosmoplán SpaceShipOne.

Parametr	SRB	F-1	SpaceDev
Tah u hladiny moře [MN]	12,5	6,77	0,088
Specifický impuls [s] / [$kN \cdot s \cdot kg^{-1}$]	242 / 2,37	263 / 2,58	250 / 2,45
Doba činnosti [s]	124	165	87
Palivová směs	polybutadienakrylát, chloristan amonný, práškový hliník	LOX, RP-1	HTPB, N_2O

Tabulka 3.1: [16]Srovnání parametrů vybraných zástupců jednotlivých druhů motorů.

Z konstrukčního hlediska je nejjednodušší motor spalující tuhým pohonnou hmotu. Jeho konstrukce nevyužívá žádné podsestavy, které by byly ve vzájemném pohybu.

Poněkud složitější je motor hybridní. Obsahuje jeden kapalinový okruh, který přivádí okysličovadlo do spalovací komory. Pro tento účel jsou v okruhu čerpadla, která zabezpečují proudění okysličovadla pod takovým tlakem, aby tlakový spád mířil z nádrže do spalovací komory.

RM KPH jsou nejnáročnější na výrobu, protože obsahují dva kapalinové okruhy: jeden pro okysličovadlo a jeden pro palivo. Například hlavní motor raketoplánu (SSME) má v každém okruhu dvě turbo čerpadla. Okruh s okysličovadlem má první nízko otáčkové čerpadlo nastaveno na $5\ 150\ min^{-1}$ (zvýšení tlaku z 0,7 MPa na 2,9 MPa) a vysokootáčkové na $28\ 120\ min^{-1}$ (zvýšení tlaku z 2,9 MPa na 30 MPa). V okruhu s vodíkem přesahují otáčky $35\ 000\ min^{-1}$. Průtok takovýmto čerpadlem je ohromný: bezmála $4\ m^3 \cdot s^{-1}$ by naplnil průměrný plavecký bazén za 25 sekund[23].

3.1 SOUČÁSTI SPALOVACÍ KOMORY

Vlastnost	RM TPH	RM KPH	HRM
Možnost skladování	dlouhodobé	krátkodobé	palivo dlouhodobě, okysličovadlo krátkodobě
Doba náběhu	okamžitě	6,6 s (SSME)	pod 2 s
Možnost restartu	ne	ano	ano
Systém regulace tahu	tvarem TPH	mechanicky	mechanicky

Tabulka 3.2: Srovnání některých vlastností zástupců jednotlivých druhů

Tři výše uvedené typy raketových motorů jsou ty nejznámější a nejběžněji používané. Avšak výčet druhů reaktivních pohonů je širší. V praxi se tak můžeme setkat s jinými, více či méně sofistikovanými reaktivními pohony. Od iontového motoru (sonda Deep Space 1) přes JetLev-Flyer [24]¹ až po středoškolský experiment s párami alkoholu v plastové lahvi zavěšené na drátovém horizontálním vedení.



Obrázek 3.1: [24] Létání s JetLev.

3.1 Součásti spalovací komory

Raketový motor na tuhou pohonnou hmotu se skládá z trysky, pláště komory, čela a roštů. Ocelová tryska, plášť a čelo jsou spojeny závitovým spojem, v němž je těsnící kroužek z kalené mědi.

3.1.1 Plášť spalovací komory

Plášť komory je zatížen zejména tlakem a teplotou. Teplota hoření bývá přes 3000 °C, což je dvojnásobek teploty tavení oceli. Takto vysoká teplota může plášť zničit. Míru poškození pláště se dá minimalizovat nebo mu dokonce zabránit pomocí různých opatření, jakými jsou například:

¹JetLev-Flyer je obdoba raketového batohu (Jet pack). Jde o zařízení pro rekreační a sportovní létání nad vodní hladinou. Zařízení je poháněno čtyřdobým motorem čerpačím vodu, kterou dále pod vysokým tlakem chrlí dvěma směrově ovladatelnými tryskami.

- použití ochranných nátěrů nebo vložek,
- krátká doba činnosti (TPH hořící po obou stranách),
- TPH hořící pouze z vnitřní strany (například SRB).

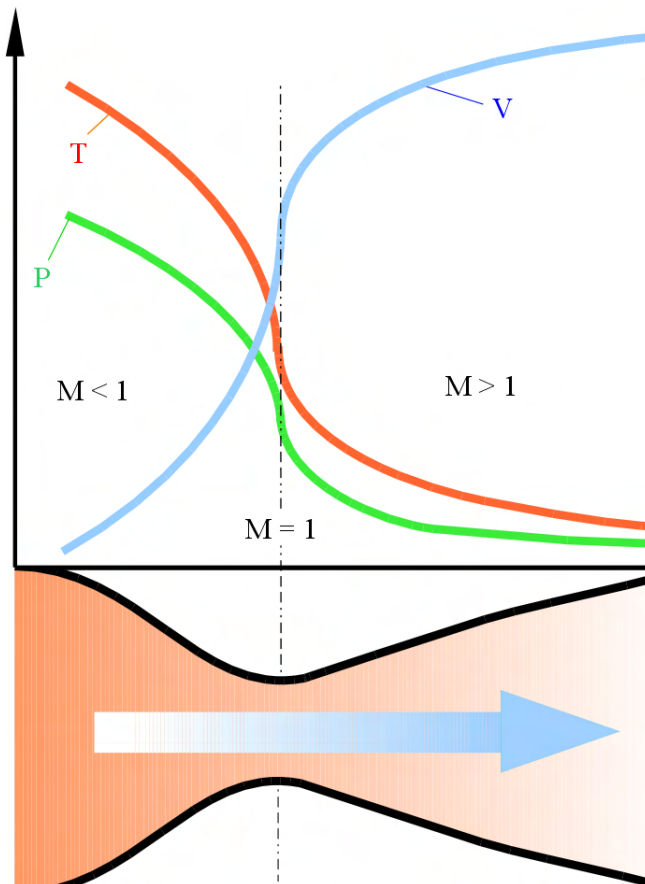
3.1.2 Tryska

Tryska je součást zabezpečující výtok spalin s požadovanými parametry (tlak, výtoková rychlost) a ovlivňuje laminárnost proudění. Jedná se o konvergentně - divergentní dýzu, která se nazývá Lavalova. Běžné rozevření Lavalovy dýzy je $2\beta = (30 \div 40)^\circ$

Kritický průřez, místo s nejmenší plochou v příčném řezu, je velmi důležité. V tomto místě se uvažuje sonická rychlost $M = 1$ (ve skutečnosti je mírně posunuta kvůli ztrátám v proudění).

V trysce je proudění subsonické (konvergentní část před kritickým průměrem) a supersonické (divergentní část za kritickým průměrem). Například výtoková rychlost spalin u SSME je $w_{exit} = 4440 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Kritický průměr též určuje významné vnitrobalistické parametry (zahrazení a škracení).

Aby byl motor co nejúčinnější, měl by tlak spalin na výstupním průřezu být roven tlaku okolí. Tento cíl je u raket překonávající velké výškové rozdíly nedosažitelný kvůli výškově proměnnému atmosferickému tlaku. V takovémto případě se zvolí tlak na výstupu trysky roven střední hodnotě tlaků plánované trajektorie.



Obrázek 3.2: [39] Průběh tlaku, teploty a výtokové rychlosti spalin v trysce.

3.2 TUHÁ POHONNÁ HMOTA

3.1.3 Rošty a čelo

TPH je ve spalovací komoře upevněna tlakovým sevřením mezi rošty. Nad horním roštem je umístěna zážehová nálož, jež se iniciuje elektrickým vodičem vedoucím skrze čelní víko nebo spodem skrz trysku. Rošty mají takový tvar, aby:

- umožnily snadnému proudění spalin uvnitř motoru,
- dostatečně sevřely TPH,
- zabránily ucpání motoru odloupenou částí pohonné hmoty.

V případě použití TPH ve tvaru trubky má prstenecový rošt střednicový průměr totožný se střednicovým průměrem TPH. Ke konci hoření drží trubka sama na svém místě pomocí tlaku od proudících spalin.

3.2 Tuhá pohonná hmota

Celý proces konstrukce rakety vychází z paliva (jeho tvaru, fyzikálních a chemických vlastností). Při konstrukci rakety se zvolí druh pohonné hmoty a takticko-technické požadavky. Podle těchto počátečních podmínek se pokračuje v řešení vnitřní balistiky.

3.2.1 Druhy tuhých pohonných hmot

Heterogenní TPH je tvořena ze tří složek:

- krystalické okysličovadlo,
- pojivo,
- kovové přísady.

Tento druh TPH se používá u větších raket, jako jsou například SRB. Ty jsou velmi výkonné: tvoří 71% tahu startovací sestavy amerického raketoplánu.

Homogenní TPH je též nazývána koloidní. Oproti heterogenní TPH je dostupnější a používanější v raketách menších ráží. Chemické složení je dvousložkové:

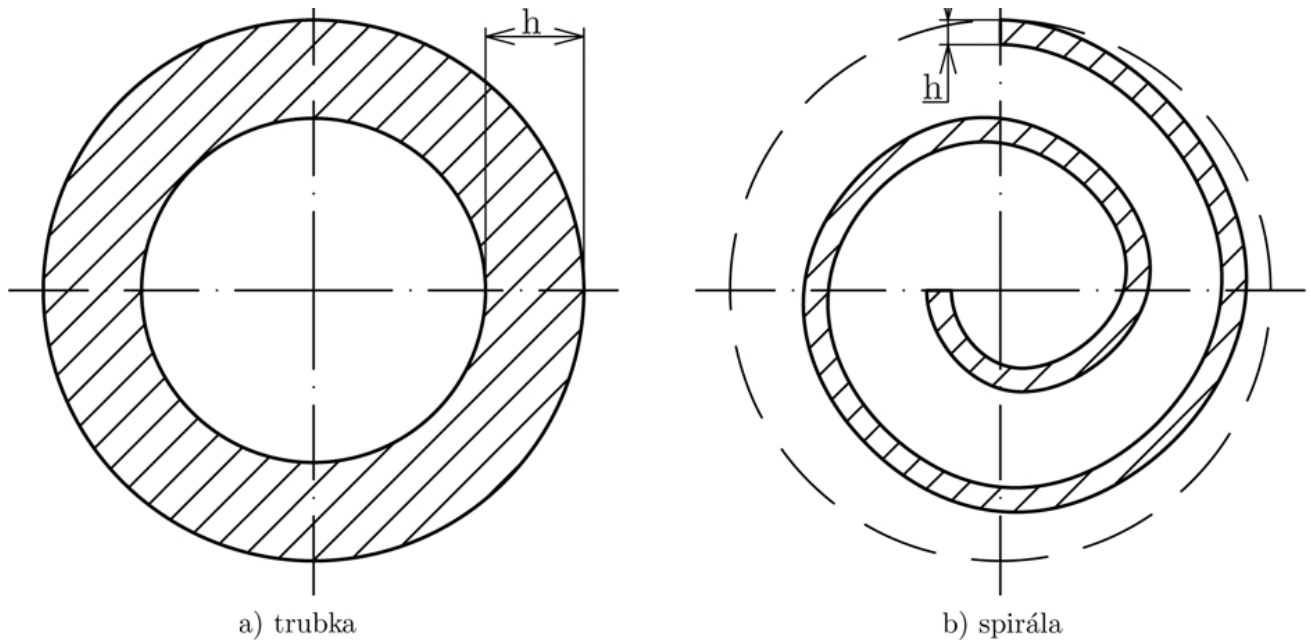
- nitrocelulóza $[C_6H_7O_2(OH)_{3-x}(ONO_2)_x]$ – palivo,
- nitroglycerin $[C_3H_5(ONO_2)_3]$ – okysličovadlo.

První složka, nitrocelulóza, ovlivňuje mechanické vlastnosti náplně. Druhá složka, nitroglycerin, zlepšuje energetické vlastnosti, ale zároveň snižuje vlastnosti mechanické. Proto obsah nitroglycerinu zpravidla nepřesahuje 45% [2].

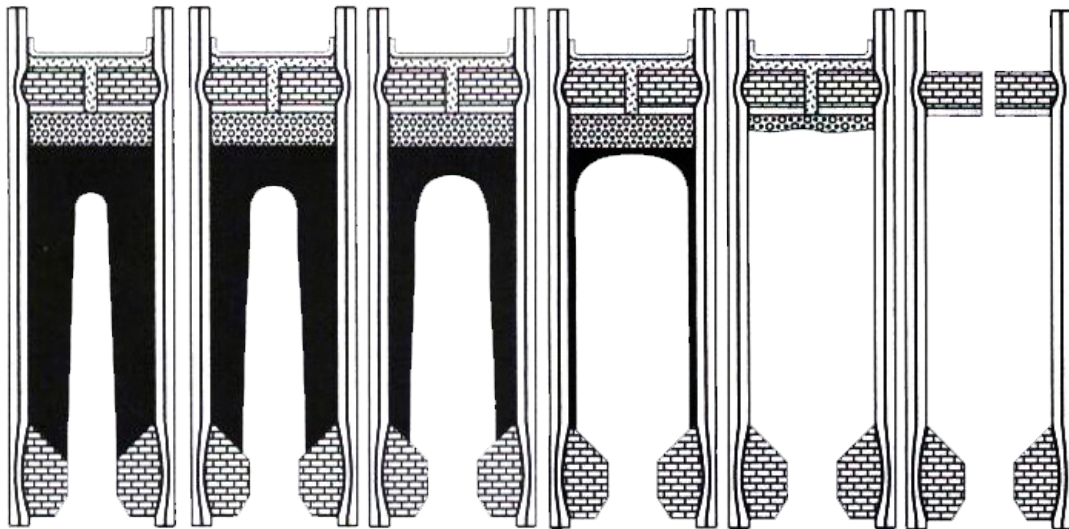
3.2.2 Tvary tuhých pohonných hmot

Tvar TPH je velmi důležitý, protože přímo ovlivňuje množství hmoty spálené v daném čase. Při stejné rychlosti hoření má vyšší tah ten motor, jehož TPH má větší povrch hoření. Velikost hořící plochy se dá ovlivnit geometrií (případně počtem náplní) pohonné hmoty.

Jedním z často používaných tvarů jsou náplně s konstantním povrchem hoření. Jsou to trubky a desky (desky nejčastěji stočeny do tvaru spirály). Nejpoužívanější geometrií TPH je náplň ve tvaru trubky, která hoří pouze zevnitř. Je velmi snadno vyrobitelná a slouží i jako tepelná izolace stěn spalovací komory.



Obrázek 3.3: Používané tvary zrn s konstantním povrchem hoření.



Obrázek 3.4: [5, str.30] Odhořívání paliva pouze z vnitřní strany v modelářském motoru.

3.2 TUHÁ POHONNÁ HMOTA

Na obrázku je vyobrazen průběh hoření paliva. Na první pohled je patrné, že hořící povrch se zvětšuje. Tím se i mění tah motoru. Změnou povrchu hoření lze tedy docílit změny tahu. Tohoto efektu využívá SRB: vnitřní kanál má tvar hvězdy, který po cca 50 sekundách (přibližně v době maximálního aerodynamického odporu ve výšce 11 km) odhoří a změní se na kruh. Tím se tedy sníží plocha hoření a tím i tah.

3.2.3 Požadavky na tuhoun pohonnou hmotu

Efektivnost

Vysokou efektivnost zaručí vysoký měrný impulz a malý objem TPH. Malého objemu při stejné hmotnosti docílíme zvýšením hustoty. U používaných TPH se hustota pohybuje v rozmezí $(1400 \div 1900) \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$.

Rychlost hoření

Na druhu použití raketového motoru závisí požadovaná rychlost hoření. Například je-li požadována krátká doba činnosti a velký tah, pak se hodí vysoká rychlost hoření. TPH bývá opatřena tzv. pancéřováním (inhibitorem hoření v určitém místě), které zabrání hoření pancéřované plochy. Nejčastěji se pancéřují čela.

Fyzikálně – mechanické vlastnosti

Náplň TPH, která je připevněna ve spalovací komoře, je vystavena nebezpečí, že bude poškozena (tepelným napětím spalovací komory, tlakem ve spalovací komoře, přetížením za letu...). Proto by náplň měla být dostatečně pružná.

Tepelná vodivost TPH

Nízká tepelná vodivost (100x menší než ocel) pomáhá velmi dobře ochraňovat stěny spalovací komory. Náplň a komora mají rozdílné teplotní roztažnosti, což způsobuje mechanická a tepelná napětí. Tepelné napětí je též způsobeno tepelným rázem, kdy dojde k velkému nárůstu teploty za krátký čas. Proto je výhodné mít co nejvyšší teplotu náplně těsně před zážehem. Obvyklá tepelná vodivost TPH je $\lambda = (0,2 \div 0,3) \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{K}}$.

4 Teoretické řešení

Zde řešený balistický a hmotnostní projekt se zabývá raketovým motorem na tuhou pohonnou hmotu (tvaru trubky - takzvaná trubková laborace), určeným pro jednostupňovou raketu malé ráže startující kolmo vzhůru. Tato raketa má požadovaný dostup 1500 metrů s hmotností hlavice půl kilogramu.

Pro výpočet byl sestaven program v jazyku PHP. Níže uvedené hodnoty jsou výstupem z tohoto programu. Jsou zaokrouhleny, avšak výsledky jsou přesné, protože samotný program počítá na pozadí s hodnotami nezaokrouhlenými.

Vzorce použité ve výpočtech pochází z [1], [2], [7].

4.1 Odhad potřebného výkonu motoru

Prvním krokem řešení ideálního motoru pro dosažení zadaných parametrů je odhad výkonu motoru a hmotnosti rakety.

Ráže rakety: $D = 60 \cdot 10^{-3} \text{ m}$; startovací hmotnost: $m_0 = 4,5 \text{ kg}$; celkový impuls: $I_C = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$; doba hoření: $t_k = 0,7 \text{ s}$.

Pro tyto odhadnuté parametry byl proveden výpočet vnější balistiky, jehož výsledkem je výškový dostup: $H_{max} = 2054,6 \text{ m}$

4.2 Vstupní hodnoty výpočtu

Počáteční rychlost hoření: $u_0 = 2,9163 \cdot 10^{-5} \frac{\text{m}}{\text{s} \cdot \text{Pa}^{-\alpha}}$

Exponent zákona hoření: $\alpha = 0,37 [-]$

Poissonova konstanta: $\kappa = 1,2475 [-]$

Měrná plynová konstanta: $r = 347,14 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$

Hustota pohonné hmoty: $\rho_{PH} = 1610 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$

Součinitel teplotní citlivosti $K_t = 0,00243 \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$

Teplota pohonné hmoty: $t_{PH} = 25 \text{ }^\circ\text{C}$

Normální teplota: $t_N = 15 \text{ }^\circ\text{C}$

Teplota hoření: $T_{SK} = 2342 \text{ K}$

Konstrukční koeficient tlaku spalovací komory $k_{PSK} = 1,25 [-]$

Tlak ve spalovací komoře: $P_{SK} = 8 \text{ MPa}$

Tlak na výstupním průřezu trysky: $P_{exit} = 101325 \text{ Pa}$

Atmosferický tlak: $P_{atm} = 101325 \text{ Pa}$

Ráže rakety: $D = 60 \cdot 10^{-3} \text{ m}$

Počáteční tah: $F_0 = 1 \text{ kN}$

Požadovaný impuls: $I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$

Mez kluzu oceli v tahu: $\sigma_k = 200 \text{ MPa}$

4.3 Výpočty nezávislé na iteračním cyklu

Funkce adiabatického exponentu

$$\varphi(\kappa) = \sqrt{\kappa} \cdot \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2 \cdot (\kappa-1)}} = \sqrt{1,2475} \cdot \left(\frac{2}{1,2475+1}\right)^{\frac{1,2475+1}{2 \cdot (1,2475-1)}} = 0,6576 [-]$$

4.4 ITERAČNÍ CYKLUS

Rychlost hoření

$$u = u_0 \cdot \exp[K_t \cdot (t_{PH} - t_N)] \cdot P_{SK}^\alpha = 29163 \cdot 10^{-9} \cdot \exp[0,00243 \cdot (25 - 15)] \cdot (8 \cdot 10^6)^{0,37} = 0,0107 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Charakteristický součinitel tahu

$$C_F^0 = \varphi_{(\kappa)} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa}{\kappa - 1} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{exit}}{P_{SK}}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}\right]} = 0,6576 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1,2475}{1,2475 - 1} \cdot \left[1 - \left(\frac{101325}{8 \cdot 10^6}\right)^{\frac{1,2475 - 1}{1,2475}}\right]} = 1,59 [-]$$

Poměr průřezů trysky výstupní/kritický

$$\frac{A_{exit}}{A_{KR}} = \frac{\varphi_{(\kappa)}^2}{C_F^0} \cdot \left(\frac{P_{SK}}{P_{exit}}\right)^{\frac{1}{\kappa}} = \frac{0,6576^2}{1,551} \cdot \left(\frac{8 \cdot 10^6}{101325}\right)^{\frac{1}{1,2475}} = 9,03 [-]$$

Tahový součinitel trysky

$$c_F = C_F^0 + \frac{A_{exit}}{A_{KR}} \cdot \left(\frac{P_{exit} - P_{atm}}{P_{SK}}\right) = 1,59 + 9,03 \cdot \left(\frac{101325 - 101325}{8 \cdot 10^6}\right) = 1,59 [-]$$

Charakteristická rychlost

$$c^* = \frac{\sqrt{r \cdot T_{SK}}}{\varphi_{(\kappa)}} = \frac{\sqrt{347,14 \cdot 2342}}{0,6576} = 1371,2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Tloušťka stěny SK

Z teorie bezmomentové skořepiny je vypočtena minimální tloušťka stěny:

$$h_{min} = \frac{P_{SK} \cdot k_{PSK} \cdot D}{2 \cdot (\sigma_k + P_{SK} \cdot k_{PSK})} = \frac{8 \cdot 10^6 \cdot 1,25 \cdot 0,06}{2 \cdot (200 \cdot 10^6 + 8 \cdot 10^6 \cdot 1,26)} = 1,43 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Z důvodu bezpečnosti se tloušťka stěny zvětší na $h = 2 \cdot 10^{-3} \text{ m}$.

Vnitřní průměr spalovací komory

$$D_1 = D - 2 \cdot h = 0,06 - 2 \cdot 2 \cdot 10^{-3} = 56 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Zahrazení

$$Z = \frac{P_{SK}}{u \cdot c^* \cdot \rho_{PH}} = \frac{8 \cdot 10^6}{0,0107 \cdot 1371,2 \cdot 1610} = 338,6 [-]$$

Pevnostní číslo spalovací komory

$$\Theta = \frac{D_1}{D} = \frac{56}{60} = 0,93 [-]$$

4.4 Iterační cyklus

Řešení úkolu spočívá v několikanásobné iteraci parametrů raketového motoru. Výpočet se opakuje do doby, kdy se dosáhne zadného optimálního parametru škrcení při přibližné rovnosti optimalizovaného impulsu s impulsem zadaným. Parametrem, spojujícím jednotlivé iterace, je optimalizovaný tah ($F_n \rightarrow F_0$) vypočtený z předchozích hodnot.

4.4.1 První iterace

Kritický průřez

$$A_{KR} = \frac{F_0}{c_F \cdot P_{SK}} = \frac{1000}{1,59 \cdot 8 \cdot 10^6} = 7,9 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

Doba hoření

$$t_{k0} = \frac{I_{C0}}{F_0} = \frac{700}{1000} = 0,7 \text{ s}$$

Parametry kvadratické rovnice pro výpočet součinitele plnění spalovací komory:

$$a = \left(\frac{4 \cdot u \cdot t_{k0}}{D \cdot \Theta}\right)^2 = \left(\frac{4 \cdot 0,0107 \cdot 0,7}{0,06 \cdot 0,93}\right)^2 = 0,288 [-]$$

Součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SK} = -\frac{a}{2} + \sqrt{\left(\frac{a}{2}\right)^2 + 2 \cdot a} = -\frac{0,288}{2} + \sqrt{\left(\frac{0,288}{2}\right)^2 + 2 \cdot 0,288} = 0,63 [-]$$

Škrčení

$$C = \pi \cdot \frac{(D \cdot \bar{\Theta})^2}{4 \cdot A_{KR}} \cdot (1 - K_{SK}) = \pi \cdot \frac{(0,06 \cdot 0,93)^2}{4 \cdot 7,9 \cdot 10^{-5}} \cdot (1 - 0,63) = 11,68 [-]$$

Optimalizační hodnota škrčení (pro raketu těchto parametrů) je $C_m = 3,5$.

Optimalizovaný součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SKmax} = 1 - \frac{4 \cdot C_m \cdot A_{KR}}{\pi \cdot (D \cdot \bar{\Theta})^2} = 1 - \frac{4 \cdot 3,5 \cdot 7,9 \cdot 10^{-5}}{\pi \cdot (0,06 \cdot 0,93)^2} = 0,89 [-]$$

Optimalizovaná počáteční tloušťka hoření

$$e_{0max} = \frac{D \cdot \bar{\Theta} \cdot K_{SKmax}}{4 \cdot \sqrt{2} - K_{SKmax}} = \frac{0,06 \cdot 0,93 \cdot 0,89}{4 \cdot \sqrt{2} - 0,89} = 12 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Maximální doba hoření

$$t_{kmax} = \frac{e_{0max}}{u} = \frac{0,012}{0,0107} = 1,1 \text{ s}$$

Optimalizovaný impuls

$$I_C = F_0 \cdot t_{kmax} = 1000 \cdot 1,1 = 1101,9 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Optimalizovaný tah

$$F_n = \frac{I_{C0}}{t_{kmax}} = \frac{700}{1,1} = 635,27 \text{ N}$$

Výsledek první iterace:

$$I_C = 1101,9 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$F_n = 635,27 \text{ N}$$

4.4.2 Druhá iterace

Kritický průřez

$$A_{KR} = \frac{F_0}{c_F \cdot P_{SK}} = \frac{635,27}{1,59 \cdot 8 \cdot 10^6} = 5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

Doba hoření

$$t_{k0} = \frac{I_{C0}}{F_0} = \frac{700}{635,27} = 1,1 \text{ s}$$

Parametry kvadratické rovnice

$$a = \left(\frac{4 \cdot u \cdot t_{k0}}{D \cdot \bar{\Theta}}\right)^2 = \left(\frac{4 \cdot 0,0107 \cdot 1,1}{0,06 \cdot 0,93}\right)^2 = 0,712 [-]$$

Součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SK} = -\frac{a}{2} + \sqrt{\left(\frac{a}{2}\right)^2 + 2 \cdot a} = -\frac{0,712}{2} + \sqrt{\left(\frac{0,712}{2}\right)^2 + 2 \cdot 0,712} = 0,89 [-]$$

Škrčení

$$C = \pi \cdot \frac{(D \cdot \bar{\Theta})^2}{4 \cdot A_{KR}} \cdot (1 - K_{SK}) = \pi \cdot \frac{(0,06 \cdot 0,93)^2}{4 \cdot 5 \cdot 10^{-5}} \cdot (1 - 0,89) = 5,51 [-]$$

Optimalizační hodnota škrčení je $C_m = 3,5$.

Optimalizovaný součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SKmax} = 1 - \frac{4 \cdot C_m \cdot A_{KR}}{\pi \cdot (D \cdot \bar{\Theta})^2} = 1 - \frac{4 \cdot 3,5 \cdot 5 \cdot 10^{-5}}{\pi \cdot (0,06 \cdot 0,93)^2} = 0,929 [-]$$

Optimalizovaná počáteční tloušťka hoření

$$e_{0max} = \frac{D \cdot \bar{\Theta} \cdot K_{SKmax}}{4 \cdot \sqrt{2} - K_{SKmax}} = \frac{0,06 \cdot 0,93 \cdot 0,929}{4 \cdot \sqrt{2} - 0,929} = 13 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Maximální doba hoření

4.4 ITERAČNÍ CYKLUS

$$t_{kmax} = \frac{e_{0max}}{u} = \frac{0,013}{0,0107} = 1,17 \text{ s}$$

Optimalizovaný impuls

$$I_C = F_0 \cdot t_{kmax} = 635,27 \cdot 1,17 = 745,9 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Optimalizovaný tah

$$F_n = \frac{I_{C0}}{t_{kmax}} = \frac{700}{1,17} = 596,17 \text{ N}$$

Výsledek druhé iterace:

$$I_C = 745,9 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$F_n = 596,17 \text{ N}$$

4.4.3 Třetí iterace

Kritický průřez

$$A_{KR} = \frac{F_0}{c_F \cdot P_{SK}} = \frac{596,17}{1,59 \cdot 8 \cdot 10^6} = 4,7 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

Doba hoření

$$t_{k0} = \frac{I_{C0}}{F_0} = \frac{700}{596,17} = 1,17 \text{ s}$$

Parametry kvadratické rovnice

$$a = \left(\frac{4 \cdot u \cdot t_{k0}}{D \cdot \bar{\Theta}} \right)^2 = \left(\frac{4 \cdot 0,0107 \cdot 1,17}{0,06 \cdot 0,93} \right)^2 = 0,805 \text{ [-]}$$

Součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SK} = -\frac{a}{2} + \sqrt{\left(\frac{a}{2}\right)^2 + 2 \cdot a} = -\frac{0,805}{2} + \sqrt{\left(\frac{0,805}{2}\right)^2 + 2 \cdot 0,805} = 0,93 \text{ [-]}$$

Škrčení

$$C = \pi \cdot \frac{(D \cdot \bar{\Theta})^2}{4 \cdot A_{KR}} \cdot (1 - K_{SK}) = \pi \cdot \frac{(0,06 \cdot 0,93)^2}{4 \cdot 4,7 \cdot 10^{-5}} \cdot (1 - 0,93) = 3,73 \text{ [-]}$$

Optimalizační hodnota škrčení je $C_m = 3,5$.

Optimalizovaný součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SKmax} = 1 - \frac{4 \cdot C_m \cdot A_{KR}}{\pi \cdot (D \cdot \bar{\Theta})^2} = 1 - \frac{4 \cdot 3,5 \cdot 4,7 \cdot 10^{-5}}{\pi \cdot (0,06 \cdot 0,93)^2} = 0,93 \text{ [-]}$$

Optimalizovaná počáteční tloušťka hoření

$$e_{0max} = \frac{D \cdot \bar{\Theta} \cdot K_{SKmax}}{4 \cdot \sqrt{2 - K_{SKmax}}} = \frac{0,06 \cdot 0,93 \cdot 0,93}{4 \cdot \sqrt{2 - 0,93}} = 13 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Maximální doba hoření

$$t_{kmax} = \frac{e_{0max}}{u} = \frac{0,013}{0,0107} = 1,18 \text{ s}$$

Optimalizovaný impuls

$$I_C = F_0 \cdot t_{kmax} = 635,27 \cdot 1,18 = 704,7 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Optimalizovaný tah

$$F_n = \frac{I_{C0}}{t_{kmax}} = \frac{700}{1,18} = 592,16 \text{ N}$$

Výsledek třetí iterace:

$$I_C = 704,7 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$F_n = 592,16 \text{ N}$$

4.4.4 Čtvrtá iterace

Kritický průřez

$$A_{KR} = \frac{F_0}{c_F \cdot P_{SK}} = \frac{592,16}{1,59 \cdot 8 \cdot 10^6} = 4,7 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

Doba hoření

$$t_{k0} = \frac{I_{C0}}{F_0} = \frac{700}{592,16} = 1,18 \text{ s}$$

Parametry kvadratické rovnice

$$a = \left(\frac{4 \cdot u \cdot t_{k0}}{D \cdot \Theta} \right)^2 = \left(\frac{4 \cdot 0,0107 \cdot 1,18}{0,06 \cdot 0,93} \right)^2 = 0,82 \text{ [-]}$$

Součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SK} = -\frac{a}{2} + \sqrt{\left(\frac{a}{2}\right)^2 + 2 \cdot a} = -\frac{0,82}{2} + \sqrt{\left(\frac{0,82}{2}\right)^2 + 2 \cdot 0,82} = 0,93 \text{ [-]}$$

Škrčení

$$C = \pi \cdot \frac{(D \cdot \Theta)^2}{4 \cdot A_{KR}} \cdot (1 - K_{SK}) = \pi \cdot \frac{(0,06 \cdot 0,93)^2}{4 \cdot 4,7 \cdot 10^{-5}} \cdot (1 - 0,93) = 3,52 \text{ [-]}$$

Optimalizační hodnota škrčení je $C_m = 3,5$.

Optimalizovaný součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SKmax} = 1 - \frac{4 \cdot C_m \cdot A_{KR}}{\pi \cdot (D \cdot \Theta)^2} = 1 - \frac{4 \cdot 3,5 \cdot 4,7 \cdot 10^{-5}}{\pi \cdot (0,06 \cdot 0,93)^2} = 0,93 \text{ [-]}$$

Optimalizovaná počáteční tloušťka hoření

$$e_{0max} = \frac{D \cdot \Theta \cdot K_{SKmax}}{4 \cdot \sqrt{2 - K_{SKmax}}} = \frac{0,06 \cdot 0,93 \cdot 0,93}{4 \cdot \sqrt{2 - 0,93}} = 13 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Maximální doba hoření

$$t_{kmax} = \frac{e_{0max}}{u} = \frac{0,013}{0,0107} = 1,18 \text{ s}$$

Optimalizovaný impuls

$$I_C = F_0 \cdot t_{kmax} = 592,16 \cdot 1,18 = 700,5 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Optimalizovaný tah

$$F_n = \frac{I_{C0}}{t_{kmax}} = \frac{700}{1,18} = 591,76 \text{ N}$$

Výsledek čtvrté iterace:

$$I_C = 700,5 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$F_n = 591,76 \text{ N}$$

4.4.5 Pátá iterace

Kritický průřez

$$A_{KR} = \frac{F_0}{c_F \cdot P_{SK}} = \frac{591,76}{1,59 \cdot 8 \cdot 10^6} = 4,7 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

Doba hoření

$$t_{k0} = \frac{I_{C0}}{F_0} = \frac{700}{591,76} = 1,18 \text{ s}$$

Parametry kvadratické rovnice

$$a = \left(\frac{4 \cdot u \cdot t_{k0}}{D \cdot \Theta} \right)^2 = \left(\frac{4 \cdot 0,0107 \cdot 1,18}{0,06 \cdot 0,93} \right)^2 = 0,82 \text{ [-]}$$

Součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SK} = -\frac{a}{2} + \sqrt{\left(\frac{a}{2}\right)^2 + 2 \cdot a} = -\frac{0,82}{2} + \sqrt{\left(\frac{0,82}{2}\right)^2 + 2 \cdot 0,82} = 0,93 \text{ [-]}$$

Škrčení

4.5 DOKONČENÍ VÝPOČTŮ VNITŘNÍ BALISTIKY

$$C = \pi \cdot \frac{(D \cdot \bar{\Theta})^2}{4 \cdot A_{KR}} \cdot (1 - K_{SK}) = \pi \cdot \frac{(0,06 \cdot 0,93)^2}{4 \cdot 4,7 \cdot 10^{-5}} \cdot (1 - 0,93) = 3,5 \text{ [-]}$$

Optimalizační hodnota škrcení je $C_m = 3,5$.

Optimalizovaný součinitel plnění spalovací komory

$$K_{SKmax} = 1 - \frac{4 \cdot C_m \cdot A_{KR}}{\pi \cdot (D \cdot \bar{\Theta})^2} = 1 - \frac{4 \cdot 3,5 \cdot 4,7 \cdot 10^{-5}}{\pi \cdot (0,06 \cdot 0,93)^2} = 0,93 \text{ [-]}$$

Optimalizovaná počáteční tloušťka hoření

$$e_{0max} = \frac{D \cdot \bar{\Theta} \cdot K_{SKmax}}{4 \cdot \sqrt{2 - K_{SKmax}}} = \frac{0,06 \cdot 0,93 \cdot 0,93}{4 \cdot \sqrt{2 - 0,93}} = 13 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Maximální doba hoření

$$t_{kmax} = \frac{e_{0max}}{u} = \frac{0,013}{0,0107} = 1,18 \text{ s}$$

Optimalizovaný impuls

$$I_C = F_0 \cdot t_{kmax} = 597,76 \cdot 1,18 = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Optimalizovaný tah

$$F_n = \frac{I_{C0}}{t_{kmax}} = \frac{700}{1,18} = 591,71 \text{ N}$$

Výsledek páté iterace:

$$I_C = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$F_n = 591,71 \text{ N}$$

Po páté iteraci je dosaženo shody impulsu požadovaného s optimalizovaným.

4.5 Dokončení výpočtů vnitřní balistiky

Povrch hoření

$$S_0 = \frac{\pi \cdot Z}{4 \cdot C} \cdot (1 - K_{KS}) \cdot (D \cdot \bar{\Theta})^2 = \frac{\pi \cdot 338,6}{4 \cdot 3,5} \cdot (1 - 0,93) \cdot (0,06 \cdot 0,93)^2 = 0,016 \text{ m}^2$$

Vnější průměr trubky pohonné hmoty

$$D_2 = \frac{D \cdot \bar{\Theta}}{\sqrt{2 - K_{SK}}} = \frac{0,06 \cdot 0,93}{\sqrt{2 - 0,93}} = 54,23 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Vnitřní průměr trubky pohonné hmoty

$$D_3 = D_2 \cdot (2 - K_{SK}) = 0,0542 \cdot (1 - 0,93) = 3,59 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Štíhlost náplně

$$K_L = \frac{\bar{\Theta} \cdot Z}{4 \cdot C} \cdot \frac{1 - K_{SK}}{\sqrt{2 - K_{SK}}} = \frac{0,93 \cdot 338,6}{4 \cdot 3,5} \cdot \frac{1 - 0,93}{\sqrt{2 - 0,93}} = 1,45 \text{ [-]}$$

Délka náplně

$$L_{PH} = K_L \cdot D = 1,45 \cdot 0,06 = 86,7 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Hmotnost náplně

$$m_{PH} = \frac{\pi \cdot L_{PH} \cdot \rho_{PH}}{4} \cdot (D_2^2 - D_3^2) = \frac{\pi \cdot 0,0867 \cdot 1610}{4} \cdot (0,0542^2 - 0,0036^2) = 0,32 \text{ kg}$$

Měrný impuls

$$i_s = \frac{I_C}{m_{PH}} = \frac{700}{0,32} = 2187,5 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$$

Výstupní průřez trysky

$$A_{exit} = A_{KR} \cdot \frac{\varphi_{(\kappa)}^2}{C_F^0} \cdot \left(\frac{P_{SK}}{P_{exit}} \right)^{\frac{1}{\kappa}} = 4,7 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{0,6576^2}{1,590} \cdot \left(\frac{8 \cdot 10^8}{101325} \right)^{\frac{1}{1,2475}} = 0,0004 \text{ m}^2$$

Hmotnostní průtok

$$\dot{m}_{PH} = \frac{m_{PH}}{t_k} = \frac{0,32}{1,18} = 0,217 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

4.6 Návrh konstrukce rakety

Před výpočtem balistiky vnější je třeba znát parametry rakety, ve které bude motor použit. Těmito parametry jsou rozměrové a výkonové charakteristiky. Pro návrh¹ konstrukce se použije 3D modelovací program Inventor od společnosti Autodesk², pomocí něhož se potřebné parametry snadno zjistí. Pro konstrukci jsou zvolené materiály následující:

- **ocel**: spalovací komora, rošty, tryska, čelo spalovací komory, šrouby držící křídélka,
- **slitina hliníku**: kryt trysky, nákladový prostor,
- **měď**: těsnění,
- **plast**: stabilizátory, špička.

Celková startovací hmotnost této rakety je $m_0 = 1,6 \text{ kg}$. Tato startovací hmotnost je včetně užitečného zatížení $m_H = 0,5 \text{ kg}$.

4.7 Ověření dostupu rakety

Z vypočtených vnitrobalistických parametrů (tah, impuls a hmotnost paliva) a konstrukčních parametrů (ráže a celková startovací hmotnost) se počítá trajektorie letu rakety.

Vstupní hodnoty:

Hmotnost paliva $m_{PH} = 0,32 \text{ kg}$

Celková startovací hmotnost $m_0 = 1,6 \text{ kg}$

Tah $F = 591,7 \text{ N}$

Celkový impuls $I_C = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$

Ráže $D = 60 \text{ mm}$

Vypočtený dostup: $H_{max} = 2724,4 \text{ m}$

Závěr teoretického výpočtu je následující: raketa je schopna vynést požadované zatížení 500 g do téměř dvojnásobné výšky, než je původní požadovaný dostup. Raketový motor vyhovuje zadání.

¹viz kapitola *Řešení konstrukce*.

²Důvodem použití programu Autodesk Inventor je bezplatné poskytnutí studentské licence.

5 Řešení s ohledem na dostupnost paliva

5.1 Hodnoty pro výpočet

V předchozím výpočtu byla stanovena podoba ideálního raketového motoru, který splňuje zadané požadavky. Podle vypočtených rozměrů paliva ($D_2 = 54,23 \text{ mm}$; $D_3 = 3,59 \text{ mm}$) se hledalo takové palivo, které mělo co nejpodobnější rozměry. Těmto rozměrům nejlépe odpovídalo palivo od firmy Explosia a.s.:

Parametry pohonné hmoty:

$$\text{Počáteční rychlost hoření: } u_0 = 2,9163 \cdot 10^{-5} \frac{\text{m}}{\text{s} \cdot \text{Pa}^{-\alpha}}$$

$$\text{Exponent zákona hoření: } \alpha = 0,37 [-]$$

$$\text{Poissonova konstanta: } \kappa = 1,2475 [-]$$

$$\text{Měrná plynová konstanta: } r = 347,14 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

$$\text{Hustota pohonné hmoty: } \rho_{PH} = 1619 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

$$\text{Součinitel teplotní citlivosti } K_t = 0,00243 \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$$

$$\text{Vnější průměr trubky } D_2 = 45,24 \text{ mm}$$

$$\text{Vnitřní průměr trubky } D_3 = 8,35 \text{ mm}$$

Změnou, oproti teoretickému výpočtu, je zohlednění tepelné izolace ve výpočtu. Vhodnou izolací je nástřík lakem LUXOL 150X¹ společnosti Lučební závody Kolín:

Vlastnosti tepelné izolace:

$$\text{Hustota izolačního materiálu: } \rho_{iz} = 1020 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

$$\text{Tloušťka izolačního nátěru } h_{iz} = 0,075 \text{ mm}$$

Ostatní parametry:

$$\text{Teplota pohonné hmoty: } t_{PH} = 25 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$\text{Normální teplota: } t_N = 15 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$\text{Teplota hoření: } T_{SK} = 2342 \text{ K}$$

$$\text{Konstrukční koeficient tlaku spalovací komory: } k_{PSK} = 1,25 [-]$$

$$\text{Tlak ve spalovací komoře: } P_{SK} = 8 \text{ MPa}$$

$$\text{Tlak na výstupním průřezu trysky: } P_{exit} = 101325 \text{ Pa}$$

$$\text{Atmosferický tlak: } P_{atm} = 101325 \text{ Pa}$$

$$\text{Optimalizační hodnota škrcení: } C_m = 5,5 [-]$$

$$\text{Počáteční tah: } F_0 = 1 \text{ kN}$$

$$\text{Požadovaný impuls: } I_{C0} = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$\text{Mez kluzu oceli v tahu: } \sigma_k = 200 \text{ MPa}$$

¹Popis výrobce: „LUKOSIL 150X: vyrábí se jako roztok v toluenu nebo xylenu. Po vytvrzení tvoří tvrdý, křehký film. Lukosil 150X se používá jako lepicí lak pro výrobu slídových izolantů, azbestového papíru a impregnované sklotkaniny, jako pojivo ve vysoce tepelně stálých nátěrových hmotách (nad 500 °C). Silikonovým lakem je možné modifikovat ostatní organická pojiva za účelem výrazného zlepšení výsledných vlastností nátěrové hmoty.”[25]

5.2 Výpočet chybějících rozměrů

Tloušťka ocelové stěny SK z výpočtu bezmomentové skořepiny:

$$h_{min} = 1,129 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Tloušťka ocelové stěny se z bezpečnostních důvodů zvětší na $h = 2,3 \cdot 10^{-3} \text{ m}$. Po přičtení tepelné izolace je $h = 2,375 \cdot 10^{-3} \text{ m}$.

Vnitřní průměr SK z podmínky rovnoměrného proudění kolem obou stran trubky TPH

$$\left(\frac{S_{burn}}{A_{free}}\right)_{int} = \left(\frac{S_{burn}}{A_{free}}\right)_{ext} \Rightarrow$$

$$D_1 = \sqrt{D_2 \cdot D_3 + D_2^2} = \sqrt{45,24 \cdot 8,35 + 45,24^2} = 49,238[\text{mm}] \Rightarrow D_1 = 49,25 \text{ mm}$$

Vnější průměr SK

$$D = D_1 + 2 \cdot h = 49,25 + 2 \cdot 2,375 = 54 \text{ mm}$$

5.3 Výpočet vnitřní balistiky

Funkce adiabatického exponentu

$$\varphi(\kappa) = 0,6576 [-]$$

Rychlost hoření

$$u = 0,0107 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Charakteristický součinitel tahu

$$C_F^0 = 1,59 [-]$$

Poměr průřezů trysky výstupní/kritický

$$\frac{A_{exit}}{A_{KR}} = 9,03 [-]$$

Tahový součinitel trysky

$$c_F = 1,59 [-]$$

Charakteristická rychlost

$$c^* = 1371,2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Tloušťka stěny SK

$$h = 2,375 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Vnitřní průměr spalovací komory

$$D_1 = 49,25 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Zahrazení

$$Z = 336,7 [-]$$

Pevnostní číslo spalovací komory

$$\bar{\Theta} = 0,912 [-]$$

5.4 Hodnoty po sedmé iteraci

Kritický průřez

$$A_{KR} = 6,4 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$$

Kritický průměr trysky

$$D_{KR} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot A_{KR}} = 9,017 \text{ mm}$$

Doba hoření

$$t_{k0} = 0,86 \text{ s}$$

Součinitel plnění spalovací komory

5.5 KONTROLA DOSTUPU RAKETY

$$K_{SK} = 0,82 [-]$$

Celkový impuls

$$I_C = 700,1 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Tah

$$F = \frac{I_{C0}}{t_0} = 811,92 \text{ N}$$

Povrch hoření

$$S_0 = 0,021 \text{ m}^2$$

Vnější průměr trubky pohonné hmoty

$$D_2 = 45,24 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Vnitřní průměr trubky pohonné hmoty

$$D_3 = 8,35 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Štíhlost náplně

$$K_L = 2,36 [-]$$

Délka náplně

$$L_{PH} = 127,67 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

Hmotnost náplně

$$m_{PH} = 0,32 \text{ kg}$$

Měrný impuls

$$i_s = 2187,5 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$$

Výstupní průřez trysky

$$A_{exit} = 0,0006 \text{ m}^2$$

Výstupní průměr trysky

$$D_{exit} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot A_{exit}} = 27,09 \text{ mm}$$

Hmotnostní průtok

$$\dot{m}_{PH} = 0,373 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

5.5 Kontrola dostupu rakety

Stejně jako u teoretického řešení byl i zde proveden výpočet vnější balistiky.

Vstupní hodnoty:

$$\text{Hmotnost paliva } m_{PH} = 0,3187 \text{ kg}$$

$$\text{Celková startovací hmotnost}^2 m_0 = 1,73 \text{ kg}$$

$$\text{Tah } F = 811,92 \text{ N}$$

$$\text{Celkový impuls } I_C = 700 \text{ N} \cdot \text{s}$$

$$\text{Ráže } D = 57 \text{ mm}$$

Vnější balistika:

$$\text{Dostup: } H_{max} = 2869 \text{ m}$$

$$\text{Konečná rychlost } v_k = 411,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Závěr výpočtu je, že raketa je opravdu schopna splnit zadaný úkol s téměř dvojnásobnou výškovou rezervou. Tato rezerva dává potenciál pro případné úpravy jako například zvětšení průměru nákladového prostoru pro rozměrnější vybavení a/nebo zvýšení užitečného zatížení.

²Celková startovací hmotnost, použitá pro tento výpočet, je zjištěna z programu Inventor. O konstrukci modelu, ze kterého byla tato hmotnost zjištěna, pojednává podrobně následující kapitola.

6 Řešení konstrukce

Při konstrukci se zohledňují výsledky¹ výpočtu vnitřní balistiky:

Pohonná hmota:

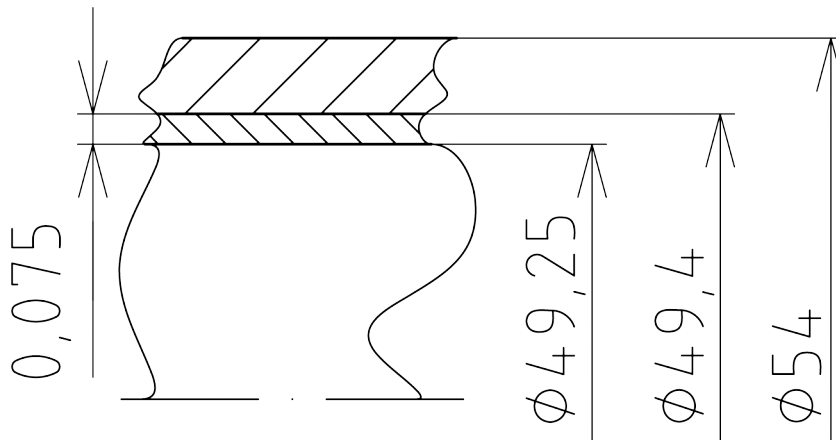
- Vnější průměr trubky $D_2 = 45,24 \text{ mm}$
- Vnitřní průměr trubky $D_3 = 8,35 \text{ mm}$
- Délka náplně $L_{PH} = 127,67 \text{ mm}$
- Hustota pohonné hmoty: $\rho_{PH} = 1619 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$

Tryska:

- Výstupní průměr trysky $D_{exit} = 27,09 \text{ mm}$
- Kritický průměr trysky $D_{KR} = 9,017 \text{ mm}$

Spalovací komora:

- Vnější průměr spalovací komory $D = 54 \text{ mm}$
- Vnitřní průměr spalovací komory $D_1 = 49,25 \text{ mm}$
- Tloušťka stěny spalovací komory $h = 2,3 \text{ mm}$.
- Tloušťka izolačního nátěru $h_{iz} = 0,075 \text{ mm}$
- Hustota izolačního materiálu: $\rho_{iz} = 1020 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$



Obrázek 6.1: Znázornění průměrů spalovací komory.

Konstrukční návrh značně usnadňuje a urychluje program Autodesk Inventor. Umožňuje vymodelovat každou součást s požadovanými rozměry a materiálovými vlastnostmi. Vymodelované součásti lze poskládat do sestavy.

6.1 Modelování součástí

Modelování začíná, stejně jako výpočet, od **pohonné hmoty**. Protože Inventor zná pouze některé materiály (kovy, plasty) je nutno vytvořit vlastní materiál o zadané hustotě pohonné hmoty.

Další modelovanou součástí je **tryska** a **čelo**. Tvar trysky může být profilový (paraboloid)

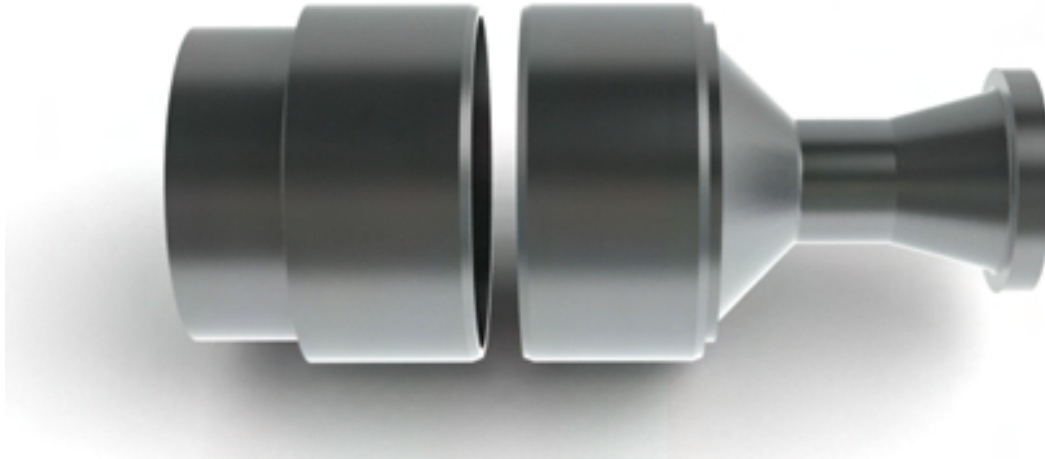
¹Teplota a tlak ve spalovací komoře byli zohledněny ve vnitrobalistickém výpočtu. Tlak se na konstrukci projevil minimální tloušťkou stěny a teplotní účinky se zohlednili tepelnou izolací.

6.1 MODELOVÁNÍ SOUČÁSTÍ

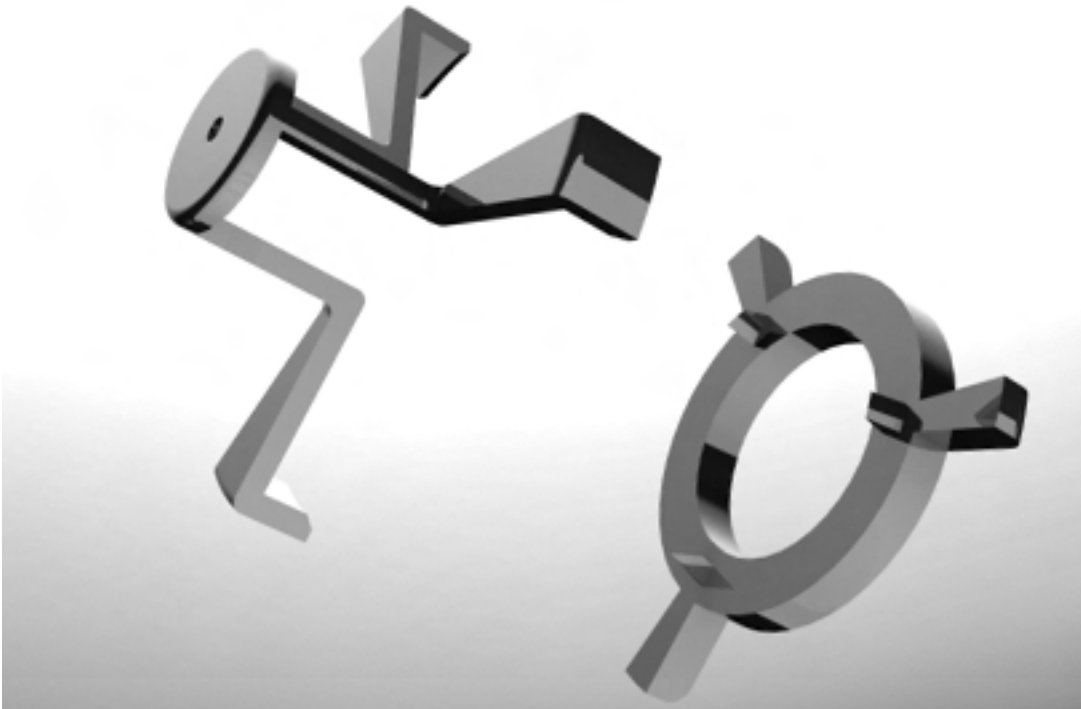
nebo jednoduchý kužel. Pro tento motor byl zvolen kužel s rozevřením $2\beta = 30^\circ$.

Čelo spalovací komory je spojovacím článkem mezi spalovací komorou a nákladovým prostorem. Čelo spalovací komory přecházející ve stěny pod pravým úhlem by způsobovalo nechtěné koncentrace napětí, proto se volí tvar eliptický. Ten má pozvolnější přechod mezi stěnou a čelem.

Po trysce se modeluje **spodní a horní rošt**. Prstencová část roštu musí mít střednicový



Obrázek 6.2: Tryska a čelo.



Obrázek 6.3: Horní a dolní rošt.

průměr stejný jako trubka pohonné hmoty. Na vnitřních stranách spodního roštu jsou tři trny, které zabráňují pohonné hmotě v radiálním a rotačním pohybu. Po vnějším okraji spodního roštu jsou tři opěry, které se budou dotýkat zaobleného přechodu mezi stěnou spalovací komory a konvergentní částí trysky. Vrchní rošt má odlišnou konstrukci z důvodu pevného uložení pohonné hmoty pomocí stavěcího šroubu. Stavěcí šroub se našroubuje skrz čelo a opře se do zahloubení v roštu. Mezi horní rošt a vrchní čelo pohonné hmoty

se umístí zažehovač.

Plášť spalovací komory a **těsnění** jsou díky malým rozměrům rakety vyřešeny tech-

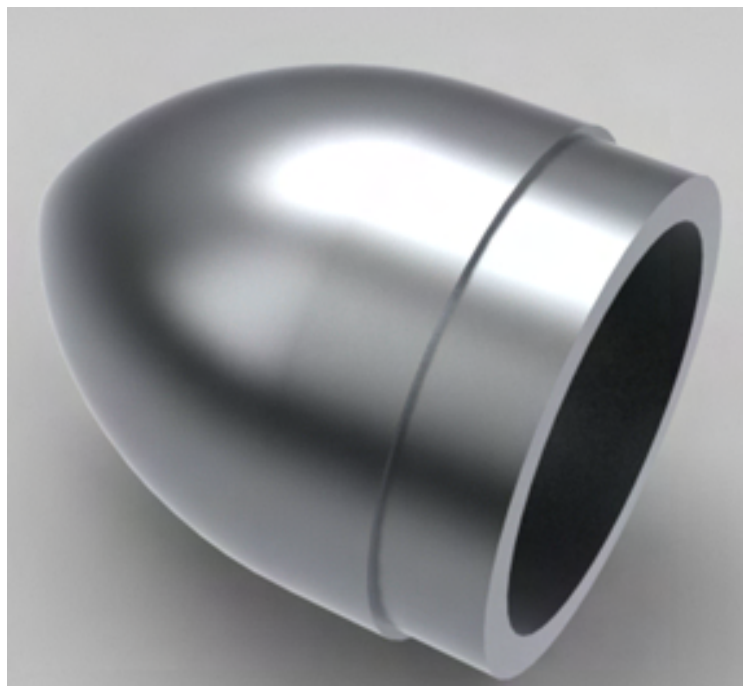


Obrázek 6.4: Plášť spalovací komory s měděním těsněním.

nologicky poměrně náročným způsobem. Na ocelovou trubku (polotovar pro plášť) se navaří polotovar těsnění pomocí metody třecího svařování. Po svaření se celek obrobí (úprava vnitřního i vnějšího průměru, délky a vyřezání závitů).

Nákladový prostor je hliníková trubka, která se našroubuje na čelo. Sem se umístí užitečné zatížení, podle kterého se dopraví rozměry a tvar nákladového prostoru.

Špička rakety může mít různé tvary. Nejpoužívanějšími jsou například polosféra, kužel, dvojitý kužel či paraboloidní kužel (takzvaný ogivální přechod).



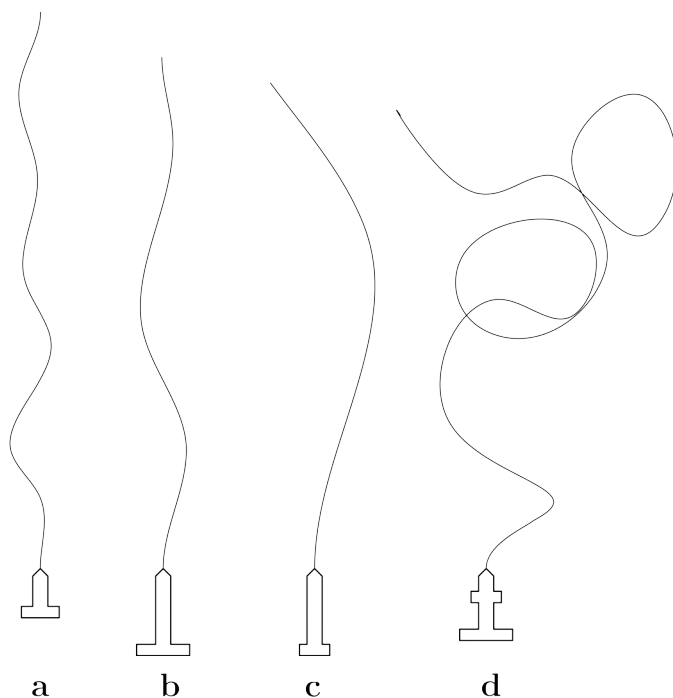
Obrázek 6.5: Špička rakety s ogiválním přechodem.

6.2 Zajištění stability

Problém stability letu rakety v atmosférických podmínkách záleží na typu rakety: zda-li je řízená či neřízená. Řízená raketa využívá kormidel (případně pomocných raketových motorů) a senzoričky pro korekci trajektorie letu tak, aby odpovídala trajektorii požadované (předprogramované nebo průběžně upravované). Raketa neřízená startuje pod určitým elevačním úhlem, který byl určen podle požadovaného doletu. Stabilizace neřízené rakety je pouze pasivní.

Během letu působí na raketu tíhová síla (má působíště v těžišti, označeno CG) a aerodynamická síla (má působíště v aerodynamickém středu, označen CP). Výsledná stabilita je odvozena od vzájemné polohy těchto dvou bodů:

- Pozitivní stabilita: CG před CP
- Neutrální stabilita: CG ve stejném místě jako CP
- Negativní stabilita: CG za CP



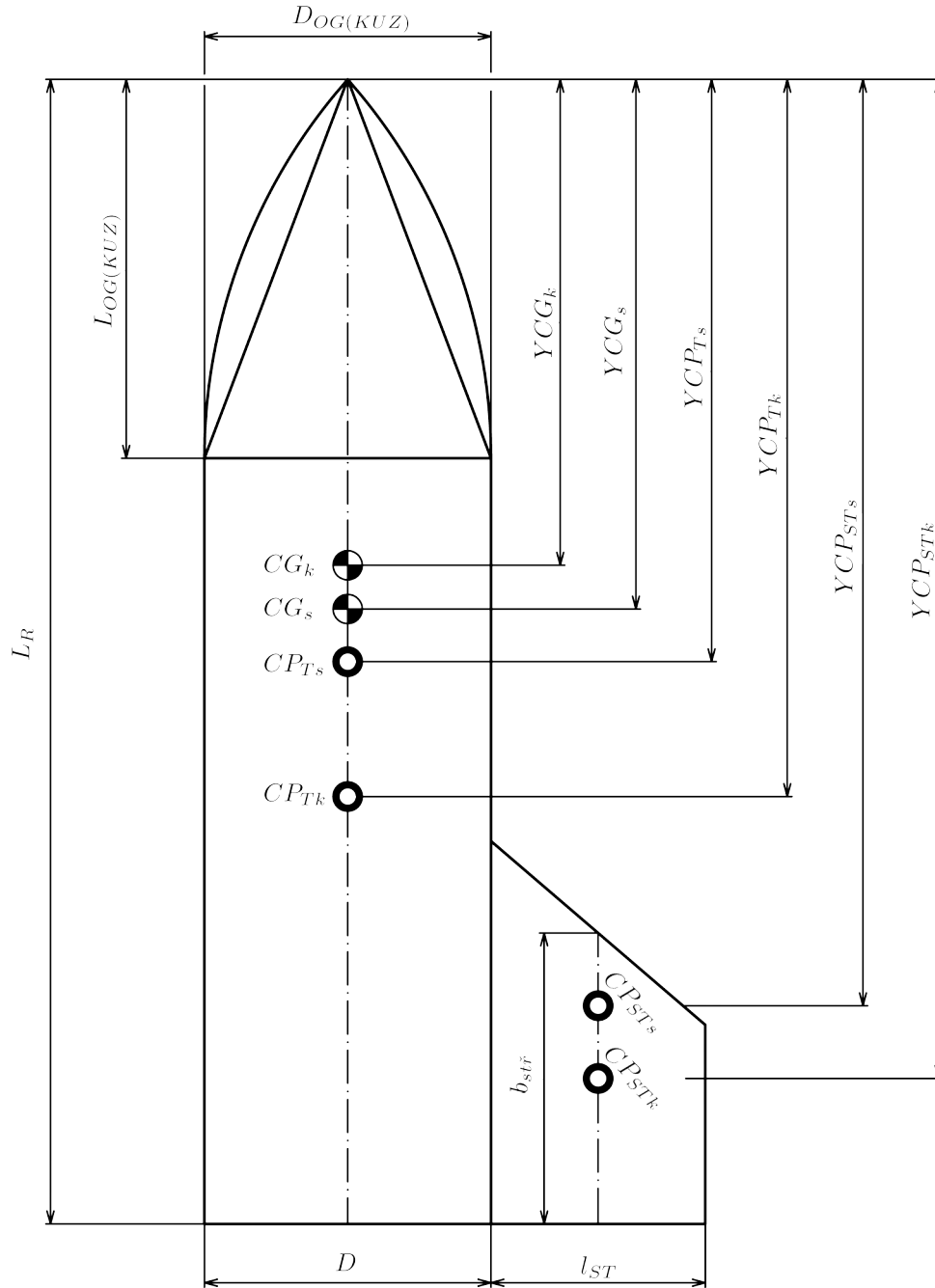
Obrázek 6.6: [4, str.139] Znárodnění trajektorie letu rakety s charakteristikou: **a)** krátká, lehká, pozitivní stabilita; **b)** dlouhá, těžká, pozitivní stabilita; **c)** neutrální stabilita; **d)** negativní stabilita.

6.3 Návrh velikosti stabilizátoru

Pro stabilizaci zde konstruované rakety se použije čtveřice stabilizátorů upevněných na kryt trysky. Velikost těchto stabilizátorů se určí ze vztahů podle [3].

Aerodynamický střed rakety je místo, kde působí výsledná aerodynamická síla. Tato výsledná síla aerodynamických účinků vytváří na rameni CG-CP stabilizační moment:

6.3 NÁVRH VELIKOSTI STABILIZÁTORU



Obrázek 6.7: Označení rozměrů pro výpočet.

Tento moment vzniká vlivem úhlu náběhu² α , který se ve výpočtech obvykle volí $\alpha = 5^\circ$. Dalšími parametry, vstupujícími do výpočtu, jsou:

Délka rakety: $L_R = 331 \text{ mm}$

Ráže rakety: $D = 54 \text{ mm}$

Délka špičky: $L_{OG} = 40 \text{ mm}$

Průměr špičky: $D_{OG} = 48 \text{ mm}$

Souřadnice těžiště rakety (včetně TPH): $YCG_s = 176 \text{ mm}$

Souřadnice těžiště rakety (bez TPH): $YCG_k = 170 \text{ mm}$

²Úhel mezi tětivou obtékaného tělesa a vektorem proudnice.

6.3 NÁVRH VELIKOSTI STABILIZÁTORU

Rychlost na konci aktivního úseku: $v_k = 411,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Záloha statické stability 15%: $\xi = 0,15 [-]$

Výpočtová podzvuková rychlost: $v_s = 40 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Přídavek na mezní vrstvu: $c = 4,5 \text{ mm}$

Požadovaná štiřlost stabilizátoru: $\lambda_{ST} = 0,8 [-]$

Štiřlost ogivální špičky

$$\lambda_{OG} = \frac{L_{OG}}{D_{OG}} = 0,833 [-]$$

Berzorměrná délka rakety

$$\lambda_R = \frac{L_R}{L_{OG}} = 8,275 [-]$$

Machovo číslo pro podzvukovou rychlost

$$M_s = \frac{v_s}{a} = M 0,118$$

Machovo číslo pro nadzvukovou rychlost

$$M_k = \frac{v_k}{a} = M 1,21$$

Plocha příčného řezu rakety

$$S_T = \frac{\pi}{4} \cdot D^2 = 2,29 \cdot 10^{-3}$$

Poloha CP těla rakety pro podzvukovou rychlost

$$YCPT_s = \frac{L_R}{2} = 165,5 \text{ mm}$$

Poloha CP těla rakety pro nadzvukovou³ rychlost

$$YCPT_k = L_R \cdot \frac{0,733+0,667 \cdot \alpha \cdot \lambda_{OG} \cdot (\lambda_R^2-1)}{\lambda_R \cdot [1,57+1,334 \cdot \alpha \cdot \lambda_{OG} \cdot (\lambda_R-1)]} = 70,41 \text{ mm}$$

Součinitel vztlaku těla rakety pro podzvukovou rychlost

$$C_{yTs} = \alpha = 0,087 [-]$$

Součinitel vztlaku těla rakety pro nadzvukovou rychlost

$$C_{yTk} = 2,4 \cdot \alpha = 0,209 [-]$$

Nyní se zvolí polohy aerodynamického středu stabilizátoru pro podzvukovou i nadzvukovou rychlost. Tyto hodnoty se budou během výpočtu postupně měnit tak, aby vyšla stejná plocha stabilizátoru pro rychlost podzvukovou i nadzvukovou.

Souřadnice CP stabilizátoru pro podzvukovou rychlost: $YCP_{STs} = 238 \text{ mm}$

Souřadnice CP stabilizátoru pro nadzvukovou rychlost: $YCP_{STk} = 255 \text{ mm}$

Požadovaný součinitel vztlaku stabilizátoru pro podzvukovou rychlost

$$C_{ySTs} = C_{yTs} \cdot \frac{YCG_s - YCPT_s + \xi \cdot L_R}{YCP_{STs} - YCG_s - \xi \cdot L_R} = 0,43 [-]$$

Požadovaný součinitel vztlaku stabilizátoru pro nadzvukovou rychlost

$$C_{ySTk} = C_{yTk} \cdot \frac{YCG_k - YCPT_k + \xi \cdot L_R}{YCP_{STk} - YCG_k - \xi \cdot L_R} = 0,88 [-]$$

Plocha stabilizátoru pro podzvukovou rychlost

$$S_{STs} = C_{ySTs} \cdot S_T \cdot \frac{(2,4+\lambda_{ST}) \cdot \sqrt{1-M_s^2}}{2 \cdot \alpha \cdot 1,84 \cdot \pi \cdot \lambda_{ST}} = 3832,5 \text{ mm}^2$$

Plocha stabilizátoru pro nadzvukovou rychlost

$$S_{STk} = \frac{C_{ySTk} \cdot S_T}{2,7 \cdot \alpha \left(\lambda_{ST} + \frac{1}{\sqrt{M_k^2-1}} \right)} = 3782,08 \text{ mm}^2$$

Plochy pro $M < 1$ i pro $1 < M$ jsou téměř totožné. Snažit se o ještě větší shodu nemá

³Ve výpočtu se rozlišují tvary kužel a ogivální přechod.

6.3 NÁVRH VELIKOSTI STABILIZÁTORU

smysl, neboť samotná metoda výpočtu vychází z experimentů a realitu popisuje s určitou chybou. Další důvod, proč je tato přesnost dostačující, je malý rozměr rakety a křídla.

Výsledná plocha stabilizátoru

$$S_{ST} = \frac{S_{STs} + S_{STk}}{2} = 3807,29 \text{ mm}^2$$

Střednice stabilizátoru

$$b_{str} = \sqrt{\frac{S_{ST}}{\lambda_{ST}}} = 68,99 \text{ mm}$$

Výška stabilizátoru

$$l_{ST} = b_{str} \cdot \lambda_{ST} + c = 59,69 \text{ mm}$$

7 Využití raketového motoru

7.1 Bojové nasazení

Raketový motor je ideálním prostředkem pro vedení války. Věděli to už Číňané v roce 1232, věděli to Kennedy s Chruščovem v šedesátých letech dvacátého století a dnes to vědí i teroristé¹.

Raketové motory na pevnou pohonnou hmotu mají obrovský vojenský význam kvůli dlouhodobé skladovatelnosti, jednoduchosti, relativní bezpečnosti, výkonu a spolehlivosti. Tyto motory našly uplatnění ve všech vojenských střelách a raketách s doletem menším než 500km. Rakety mohou být řízené i neřízené, zavěšují se na letadla, vrtulníky, obrněná vozidla, tanky a lodě. Jsou i přenosné protitankové a protiletectvé systémy, které je schopen obsluhovat jeden člověk.



Obrázek 7.1: [40] Německý MiG-29G odpaluje raketu R-27.

7.2 Prostředek nouzového opuštění stroje

Existuje mnoho druhů záchranných zařízení, které mají za úkol zachránit lidský život v případě nehody. V automobilech to jsou bezpečnostní pásy a airbagy, v letadlech jsou to vystřelovací sedačky a ve vesmírných prostředcích to bývají celé kabiny.

Vystřelovací sedadla jsou používány zejména ve vojenských letounech². Slouží k nouzovému opuštění kabiny letadla v případě ohrožení posádky.

¹Organizace Hamas v současnosti používá rakety Qassam 3 s možností dopravit 10 kg výbušnin do vzdálenosti až 10 km[26]

²Kromě vojenských letounů jsou vystřelovacími sedačkami vybaveny též některé vrtulníky (Ka-50) a akrobatické speciály (Su-31M). Vystřelovací sedačky byly v kabinách Vostok a Gemini. Pro ruský kosmoplán Buran byly plánovány sedačky K-36, ale program byl zrušen ještě před prvním letem s lidskou posádkou. Speciálním příkladem užití vystřelovací sedačky je LLRV (trenažer lunárního modulu). Neil Armstrong byl nucen tuto sedačku využít při jedom z cvičných letů.

7.2 PROSTŘEDEK NOUZOVÉHO OPUŠTĚNÍ STROJE

Pilot je ukurtován k sedačce, která obsahuje raketové motory na tuhou pohonnou hmotu. Po aktivaci příslušného mechanismu jsou pilotovy nohy přitaženy k sedačce (aby nedošlo k jejich zranění) a dojde k odhození či rozbití překrytu kabiny. Vzápětí se aktivují raketové motory a dojde k okamžitému opuštění kabiny. Později se pilot oddělí od sedačky a přistane na padáku.

Při ohrožení života se počítá každá milisekunda. Proto musí být zážeh motorů velmi rychlý. A nevhodnějším typem raketového motoru je motor na tuhou pohonnou hmotu, protože jeho zážeh je nejrychlejší.

V České republice vyrábí firma Explosia, a.s.[27] raketové motory řady URM (vystřelovací



Obrázek 7.2: [41] Kapitán Stricklin při katapultáži z F-16C na křesle ACES II, 14. září 2003. Vyvázl bez zranění.

sedačky VS-1 a VS-2) a motory řady ROP (nouzové odpálení překrytu kabiny). Tyto motory jsou v letounech Aero L-39, L-59 a L-159. Dalšími významnými výrobci vystřelovacích sedadel je britská firma Martin-Baker[28], ruská Zvezda[29] a East West Industries[30].

Mnohem větší variantou vystřelovací sedačky je celá kabina vesmírného plavidla. Během startu je raketa nejzranitelnější, protože nemá dost velkou rychlost na to, aby byl vytvořen dostatečný stabilizační moment. Při případném vychýlení rakety mohou nastat různé nebezpečné situace, jako například kolize s odpalovací rampou. V případě indikace nebezpečí velitel mise aktivuje záchranný systém. Ten je tvořen svazkem raketových motorů, které vzdálí kabinu od zbytku rakety do bezpečí. Takovýmto systémem byly vybaveny všechny americké rakety od Mercury po Apollo a bude jím vybaven i nový Orion. U ruských Sojuzů je tento záchranný systém také.



Obrázek 7.3: [42] Testování záchranného zařízení na kabině Apolla.

7.3 Rain Buster

Na Olympijských hrách v Číně v roce 2008 bylo použito[32] přes 1000 raket se speciálním přípravkem, který po kontaktu s dešťovými mraky způsobil jejich kontrolované vypršení v oblasti startu. Tím bylo zaručeno hezké počasí pro zahájení her.

Vzhledem k tomu, že pro splnění tohoto úkolu není nutné brzdit návrat rakety padákem, zvýší se hmotnostní podíl užitečného nákladu právě o hmotnost návratového zařízení.

7.4 Sondážní meteorologická raketa

K raketovému motoru lze připevnit nástavbu, která obsahuje meteorologické vybavení (teploměr, tlakoměr). Tato čidla, elektronicky spojená s řídicím čipem a pamětí, měří příslušné hodnoty během sestupu rakety. Sestup může být zpomalen padákem.

Instalace návratového zařízení obnáší zvětšení hmotnosti a tím i snížení dosažitelné výšky. Nejtěžší komponentou bývají baterie.

Ve využívání raket pro zkoumání atmosféry v Československé republice začala skupina inženýrů z Vojenské akademie po roce 1965. Tento program měl název *SONDA* [33].

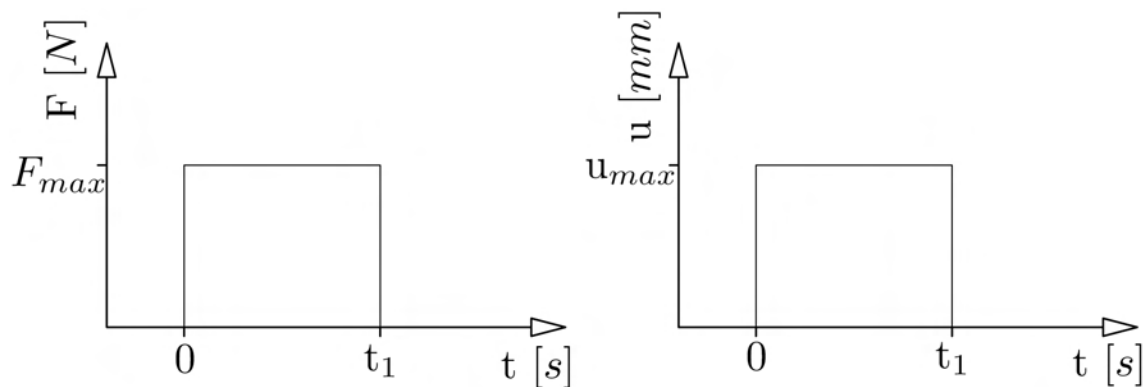


Obrázek 7.4: [43] Některé rakety vyvinuté v programu SONDA.

7.5 Impulsní budič

Samotný raketový motor se dá použít i jako budič impulsu pro dynamické zkoušky konstrukcí jako jsou mosty (dálniční most ve Velkém Meziříčí), věže (vysílač na rozhledně Ještěd[31]) nebo i stroje větších rozměrů (rypadla, jeřáby) a zkoušky stability v letu³ (L-410 Turbolet, L-29 Delfín, L-39 Albatros).

Kvůli potřebě aplikovat stálý tah se využívá náplň s konstantním povrchem hoření. Ideální budič má tah a tedy i odezvu ve tvaru obdélníku.



Obrázek 7.5: Ideální průběh tahu a odezva konstrukce.

³Pro letové zkoušky byly používány motory o tahu 400 N upevněné z obou stran koncových částí křídel. Ovládal je technik pomocí elektrického odpalovacího zařízení zavedeného do kabiny.

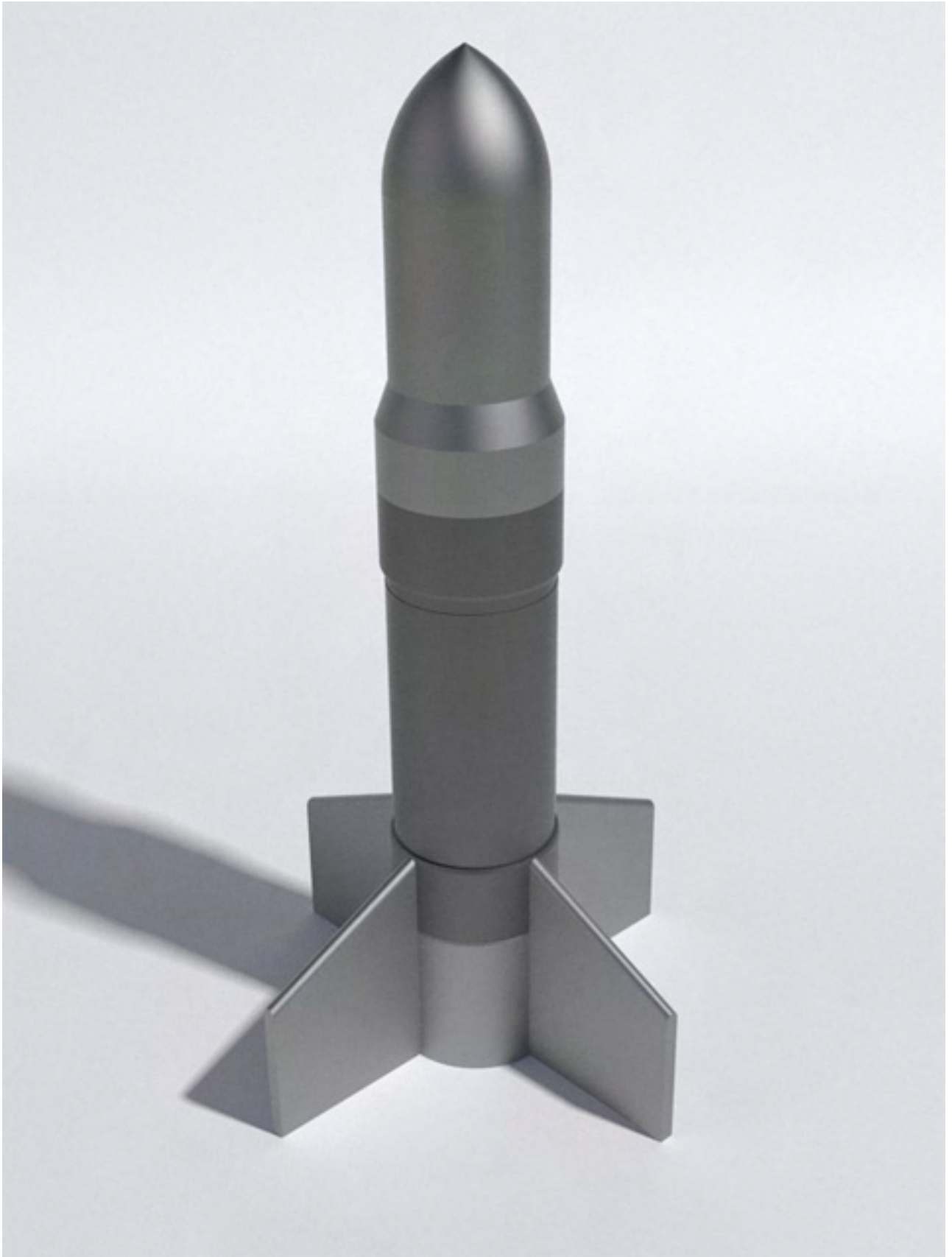
8 Závěr

Předmětem této práce byl návrh raketového motoru pro vynesení půl kilogramové zátěže do výšky 1500 metrů. Řešení tohoto úkolu proběhlo v těchto krocích:

1. Odhad potřebného výkonu a hmotnosti rakety
2. Ověření odhadu pomocí výpočtu vnější balistiky
3. Kompletní výpočet vnitřní balistiky pro odhadnuté parametry
4. Ověření vnitrobalistického výpočtu pomocí vnější balistiky
5. Vyhledání dostupného paliva a tepelné izolace
6. Výpočet vnitřní balistiky pro dostupné palivo a izolaci
7. Ověření vnitrobalistického výpočtu pomocí vnější balistiky
8. Konstrukční návrh trupu
9. Výpočet potřebné velikosti stabilizátoru

Raketový motor i navržená raketa vyhovují zadání. Při užitečném zatížení půl kilogramu doletí do výšky větší než požadovaných 1500 metrů. Užitečným zatížením mohou být meteorologické či dynamické senzory nebo chemický prostředek pro urychlení deště.

Vyrobitelnost navrženého raketového motoru je velmi obtížná. Vyžadovala by speciální obráběcí upínače, nástroje a velmi opatrné zacházení při obrábění. Tyto potíže souvisí s malými rozměry celku i dílčích konstrukčních prvků. Raketový motor těchto rozměrů vyžaduje odlišné konstrukční řešení než to, které bylo zvoleno.



Obrázek 8.1: Vizualizace výsledné podoby rakety Perseus.

Seznam použitých zkratek a označení

Seznam použitých zkratek

Zkratka	Význam
CG	Těžiště (Center of gravity)
CG_s, CG_k	Těžiště rakety (s TPH, bez TPH)
CNC	Obráběcí stroj řízený počítačem (computer numerical controlled)
CP	Aerodynamický střed (Center of pressure)
CP_{Ts}, CP_{Tk}	Aerodynamický střed těla rakety (pro $M < 1$, $1 < M$)
CP_{STs}, CP_{STk}	Aerodynamický střed Stabilizátoru (pro $M < 1$, $1 < M$)
F-1	Označení raketového motoru (první stupeň nosiče Saturn V)
F-16	Americký stíhací bombardovací letoun
HRM	Hybridní motor
HTPB	Polybutadien, raketové palivo
IRM	Impulsní raketový motor
KPH	Kapalná pohonná hmota
LED	Světlo vyzařující dioda (Light-Emitting Diode)
LLRV	Trenažér lunárního modulu (Lunar Landig Resarch Vehicle)
LOX	Tekutý kyslík (liquid oxygen)
MiG-29	Ruský frontový stíhací letoun
NC	Nitrocelulóza
NG	Nitroglycerin
N_2O	Oxid dusný („rajský plyn“), okysličovadlo palivové směsi
R-27	Řízená raketa vzduch-vzduch středního doletu
RM	Raketový motor
RP-1	Raketové palivo na bázi tekutého vodíku
SRB	Raketový urychlovací stupeň (Solid Rocket Booster)
SSME	Hlavní motor raketoplánu (Space Shuttle Main Engine)
TPH	Tuhá pohonná hmota

Seznam použitých označení

Označení	Rozměr	Význam
A_{exit}	$[m^2]$	Výstupní průřez trysky
$(A_{free})_{int}$	$[m^2]$	Plocha volného průřezu vnitřním kanálem TPH
$(A_{free})_{ext}$	$[m^2]$	Plocha volného průřezu vnějším kanálem TPH
A_{KR}	$[m^2]$	Kritický průřez trysky
C, C_m	$[-]$	Škrčení, optimalizované škrčení
C_F^0	$[-]$	Charakteristický součinitel tahu
C_{ySTs}, C_{ySTk}	$[-]$	Součinitel vztlaku stabilizátoru (pro $M < 1, 1 < M$)
C_{yTs}, C_{yTk}	$[-]$	Součinitel vztlaku těla rakety (pro $M < 1, 1 < M$)
D	$[m]$	Ráže rakety
D_1	$[m]$	Vnitřní průměr spalovací komory
D_2	$[m]$	Vnější průměr TPH
D_3	$[m]$	Vnitřní průměr TPH
D_{exit}	$[m]$	Výstupní průměr trysky
D_{KR}	$[m]$	Kritický průměr trysky
D_{OG}	$[m]$	Průměr ogivální špičky
F, F_n	$[N]$	Tah motoru
H_{max}	$[m]$	Výškový dostup
I_C, I_{C0}	$[N \cdot s]$	Celkový impuls
K_L	$[-]$	Štíhlost náplně
K_{SK}, K_{SKmax}	$[-]$	Součinitel plnění spalovací komory
K_T	$[^\circ C^{-1}]$	Součinitel teplotní citlivosti
L_{OG}	$[m]$	Délka ogivální špičky
L_{PH}	$[m]$	Délka TPH
L_R	$[m]$	Délka rakety
M_s, M_k	$[-]$	Machovo číslo (pro $M < 1, 1 < M$)
P_{atm}	$[Pa]$	Atmosferický tlak
P_{exit}	$[Pa]$	Tlak na výstupním průřezu trysky
P_{SK}	$[Pa]$	Tlak ve spalovací komoře
S_0	$[m^2]$	Počáteční plocha hoření
$(S_{burn})_{int/ext}$	$[m^2]$	Plocha hoření na vnitřní/vnější straně trubky TPH
S_T	$[m^2]$	Plocha příčného řezu rakety
S_{ST}	$[m^2]$	Výsledná plocha stabilizátoru
S_{STs}, S_{STk}	$[m^2]$	Plocha stabilizátoru (pro $M < 1, 1 < M$)
T_{SK}	$[K]$	Teplota hoření
YCG_s, YCG_k	$[m]$	Souřadnice CG rakety (s TPH, bez TPH)
YCP_{STs}, YCP_{STk}	$[m]$	Souřadnice CP stabilizátoru (pro $M < 1, 1 < M$)
$YCPT_s, YCPT_k$	$[-]$	Souřadnice CP těla rakety (pro $M < 1, 1 < M$)
Z	$[-]$	Zahrazení

Označení	Rozměr	Význam
a	$[-]$	Parametr kvadratické rovnice
a	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost zvuku
b_{str}	$[m]$	Délka střednice stabilizátoru
c	$[m]$	Přídavek na mezní vrstvu
c^*	$[m \cdot s^{-1}]$	Charakteristická rychlost
c_F	$[-]$	Tahový součinitel trysky
e_0, e_{0max}	$[m]$	Počáteční tloušťka hoření
h, h_{min}	$[m]$	Tloušťka stěny, minimální tloušťka stěny
h_{iz}	$[m]$	Tloušťka tepelné izolace
i_s	$[N \cdot s \cdot kg^{-1}]$	Specifický (měrný) impuls
k_{PSK}	$[-]$	Konstrukční koeficient tlaku spalovací komory
l_{ST}	$[m]$	Výška stabilizátoru
m_0	$[kg]$	Celková startovací hmotnost
\dot{m}_{PH}	$[kg \cdot s^{-1}]$	Hmotnostní tok paliva
m_{PH}	$[kg]$	Hmotnost paliva
r	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$	Měrná plynová konstanta
t_{k0}, t_{kmax}	$[s]$	Doba hoření
t_N	$[^{\circ}C]$	Normální teplota
t_{PH}	$[^{\circ}C]$	Teplota pohonné hmoty
u	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost hoření
u_0	$[\frac{m}{s \cdot Pa^{-\alpha}}]$	Počáteční rychlost hoření
v_k	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost na konci aktivního úseku
v_s	$[m \cdot s^{-1}]$	Výpočtová podzvuková rychlost
w_{exit}	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost proudění spalin z trysky
α	$[-]$	Exponent zákona hoření
α	$[^{\circ}], [rad]$	Úhel náběhu
β	$[^{\circ}]$	Úhel rozevření trysky
$\varphi(\kappa)$	$[-]$	Funkce adiabatického exponentu
κ	$[-]$	Poissonova konstanta
λ	$[W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}]$	Tepelná vodivost
λ_{OG}	$[-]$	Štíhlost ogivální špičky
λ_R	$[-]$	Bezrozměrná délka rakety
λ_{ST}	$[-]$	Štíhlost stabilizátoru
ρ_{iz}, ρ_{PH}	$[kg \cdot m^{-3}]$	Hustota tepelné izolace, pohonné hmoty
σ_k	$[Pa]$	Mez kluzu v thau
$\bar{\Theta}$	$[-]$	Pevnostní číslo spalovací komory
ξ	$[-]$	Záloha statické stability

Literatura

- [1] *KONEČNÝ, Pavel. Rakety : Sběrka řešených příkladů 1.* Brno : Vojenská akademie v Brně, 2002. Sběrka řešených příkladů
- [2] *LUDVÍK, František; KONEČNÝ, Pavel. Vnitřní balistika raketových motorů na tuhou pohonnou hmotu.* Brno : Vojenská akademie v Brně, 1999. 200 s. Skripta.
- [3] *LUDVÍK, František. Projektování raket.* Brno : Vojenská akademie v Brně, 2002. Skripta.
- [4] *STINE, G. Harry, STINE, Bill. Handbook of model rocketry.* 7th edition. 2004. 363 s. ISBN 0-471-47242-5.
- [5] *SLEETER, David. Amateur rocket motor construction : a complete guide to the construction of homemade solid fuel rocket motors.* Moreno Valley, CA92557 : The Teleflite corporation, 2004. 514 s. ISBN 0-930387-04-X.
- [6] *LUDVÍK, František. Teorie, konstrukce a použití impulsních raketových motorů na TPH.* [s.l.] : VAAZ, 1988. 60 s. Oborová práce.
- [7] *SVOBODA, Oldřich; LUDVÍK, František. Impuls.* [s.l.], 1982. 50 s. Vedoucí Zprávy úkolu KUBÍČEK, Karel.
- [8] **Konference zkoušení stavebních a strojních konstrukcí pomocí impulsních raketových motorů.** [s.l.], 1979. 115 s. Sběrka referátů.
- [9] *BENEŠ, Ladislav. Učebnice pilota.* 2. opakované vyd. : SVĚT KŘÍDEL, 2002. 294 s. ISBN 80-85280-30-2.
- [10] *KOŠTIAL, Rostislav. Přehled letecko-kosmických dopravních prostředků.* Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008. 27 s. Vedoucí doc. Ing. DANĚK, Vladimír CSc.
- [11] *WILEY, John. Rocket Propulsion Elements : An Introduction to the Engineering of Rockets.* 2001. 751 s. 7. ISBN 978-0471326427.
- [12] *WOLFE, Tom. The Right Stuff.* Farrar, 1979. 436 s. ISBN 0-374-25032-4.
- [13] *CONRAD, Nancy, KLAUSNER, Howard. Rocketman : Astronaut Pete Conrad's incredible ride to the moon and beyond.* 1st edition. 2005. 301 s. ISBN 0-451-21509-5
- [14] *HICKMAN, Homer, Jr. Rocket Boys.* 1998. 384 s. ISBN 0-385-33321-8.
- [15] *KRAUSS, Lawrence M. The Physics of Star Trek.* 1995. 208 s. ISBN 978-0-06-097710-8.
- [16] *Wikipedia, the free encyclopedia.* online. Dostupný z WWW: <http://en.wikipedia.org/wiki/>.

LITERATURA

- [17] NASA. online. Dostupný z WWW:
<http://www.nasa.gov/>.
- [18] Russian Federal Space Agency. online. Dostupný z WWW:
<http://www.roscosmos.ru/index.asp?Lang=ENG>.
- [19] LEE, Michael; KUO, David. **Leaving The Rock: The Story of Humanity's Destiny in Space**. [online]. 2001 cit. 2008-09-18. Dostupný z WWW:
<http://library.thinkquest.org/C0126520/>.
- [20] Wikipedia, **Road**. [online] [cit. 2009-04-14]. Dostupný z WWW:
<http://en.wikipedia.org/wiki/Road>.
- [21] Wikipedia, **Sputnik 1**. [online] [cit. 2009-04-18]. Dostupný z WWW:
http://en.wikipedia.org/wiki/Sputnik_1.
- [22] Wikipedia, **Explorer 1**. [online] [cit. 2009-04-18]. Dostupný z WWW:
http://en.wikipedia.org/wiki/Explorer_1.
- [23] Wikipedia, **Space Shuttle main engine**. [online] [cit. 2009-04-14]. Dostupný z WWW:
<http://en.wikipedia.org/wiki/SSME>.
- [24] JetLev Flyer. [online] [cit. 2009-02-28]. Dostupný z WWW:
<http://www.jetlev-flyer.com/>.
- [25] Lučební závody a.s. Kolín. online. cit. 2009-03-12. Dostupný z WWW:
<http://www.lucebni.cz/main.php?action=detail&id=1>.
- [26] Wikipedia, **Qassam rocket**. [online] [cit. 2009-04-12]. Dostupný z WWW:
http://en.wikipedia.org/wiki/Qassam_rocket.
- [27] Explosia, a.s. [online] [cit. 2009-04-12]. Dostupný z WWW:
<http://www.explosia.cz/>.
- [28] Martin-Baker Aircraft Co. Ltd. [online] [cit. 2009-04-12]. Dostupný z WWW:
<http://www.martin-baker.com/>.
- [29] Zvezda. [online] [cit. 2009-04-12]. Dostupný z WWW:
<http://www.zvezda-npp.ru/>.
- [30] East West Industries. [online] [cit. 2009-04-12]. Dostupný z WWW:
<http://www.eastwestindustries.com/>.
- [31] FISCHER, Ondřej. **Ještě k Ještědu - díl II**. Časopis stavebnictví [online]. 2008, č. 08 [cit. 2008-12-12]. Dostupný z WWW:
<http://www.casopisstavebnictvi.cz/clanek.php?detail=1298>.
- [32] BBC - Today, **The rocket that stops the rain**. [online] [cit. 2009-04-13]. Dostupný z WWW:
http://news.bbc.co.uk/today/hi/today/newsid_7555000/7555737.stm.

- [33] LAZECKÝ, Daniel. **Sondážní rakety řady SONDA** [online]. 2001 cit. 2008-11-21. Dostupný z WWW:
<http://mek.kosmo.cz/cz/sonda/index.htm>.
- [34] online. cit. 2009-02-28. Dostupný z WWW:
<http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/a/a6/TsiolkovskyCoin.jpg>.
- [35] online. cit. 2008-11-16. Dostupný z WWW:
http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Goddard_and_Rocket.jpg.
- [36] online. cit. 2009-02-28. Dostupný z WWW:
http://www.iafastro.com/uploads/tx_iafintermediatepage/rte/RTEmagicC_korolyov.jpg.jpg.
- [37] online. cit. 2009-02-28. Dostupný z WWW:
http://img.timeinc.net/time/magazine/archive/covers/1958/1101580217_400.jpg.
- [38] online. cit. 2009-03-10. Dostupný z WWW:
http://en.wikipedia.org/wiki/File:Chuck_Yeager.jpg.
- [39] online. cit. 2008-11-25. Dostupný z WWW:
http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/4c/Nozzle_de_Laval_diagram.svg.
- [40] online. cit. 2009-04-12. Dostupný z WWW:
<http://www.fighterjetz.com/d/3704-2/mig29-fulcrum-fighter.jpg>.
- [41] online. cit. 2009-04-12. Dostupný z WWW:
<http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/8/8e/Crash.arp.600pix.jpg>.
- [42] online. cit. 2009-04-12. Dostupný z WWW:
http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/1/17/Apollo_Pad_Abort_Test_-2.jpg.
- [43] online. cit. 2008-11-21. Dostupný z WWW:
<http://mek.kosmo.cz/cz/sonda/obr12.jpg>.
- [44] online. cit. 2009-04-11. Dostupný z WWW:
<http://www.sladkyaspol.com/imgs/nike1.jpg>.
- [45] online. cit. 2009-04-18. Dostupný z WWW:
http://www.raketovemodely-jp.wz.cz/novy/muf/blue1_full.jpg.

A Odpalovací a startovací zařízení

Start rakety se provádí ze startovací rampy za pomoci zařízení, které umožňuje provést zážeh z bezpečné vzdálenosti. Tato vzdálenost je ovlivněna především množstvím paliva v raketě. U velkých kosmických raket, kde hmotnost paliva jde až do stovek tun, je tato vzdálenost několik kilometrů. U menších raket, jako například rakety řady SONDA, je tato vzdálenost do sta metrů.

A.1 Startovací zařízení

Startovacím zařízením rozumíme pozemní stavbu či konstrukci, ze které raketa startuje. Velikost této konstrukce koresponduje s velikostí samotné rakety. Může být statická (odpalovací věž, silo), mobilní (přívěs, vlak) či speciální (přenosný raketomet, závěsník na letounu).

Častou součástí je vedení, které tvoří podporu raketě v době, kdy nedosáhla dostatečné rychlosti, aby se sama stabilizovala. Nejjednodušším zástupcem takového vedení je svislá tyč, kterou používají modeláři pro malé modely raket.

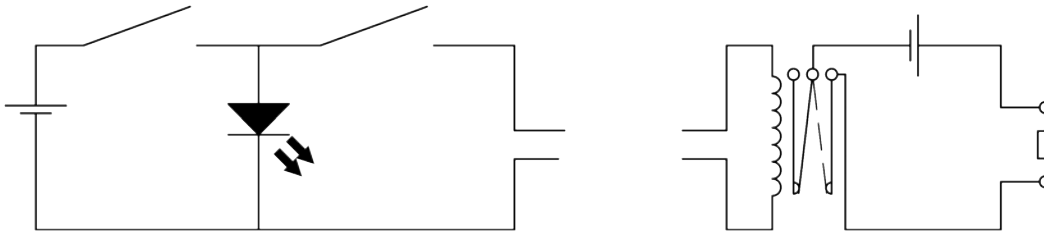


Obrázek A.1: [45]Nejběžnější modelářské startovací zařízení.

A.2 Odpalovací zařízení

Odpalovací zařízení je elektrický obvod sloužící ke spuštění zážehovací nálože. Toho je docíleno zahrátím zážehovací nálože na teplotu vznícení. Tato teplota se dosáhne průchodem velkého proudu tenkým vodičem.

Do zařízení je nutno zabudovat bezpečnostní prvky, které zabrání nechtěnému odpalu.



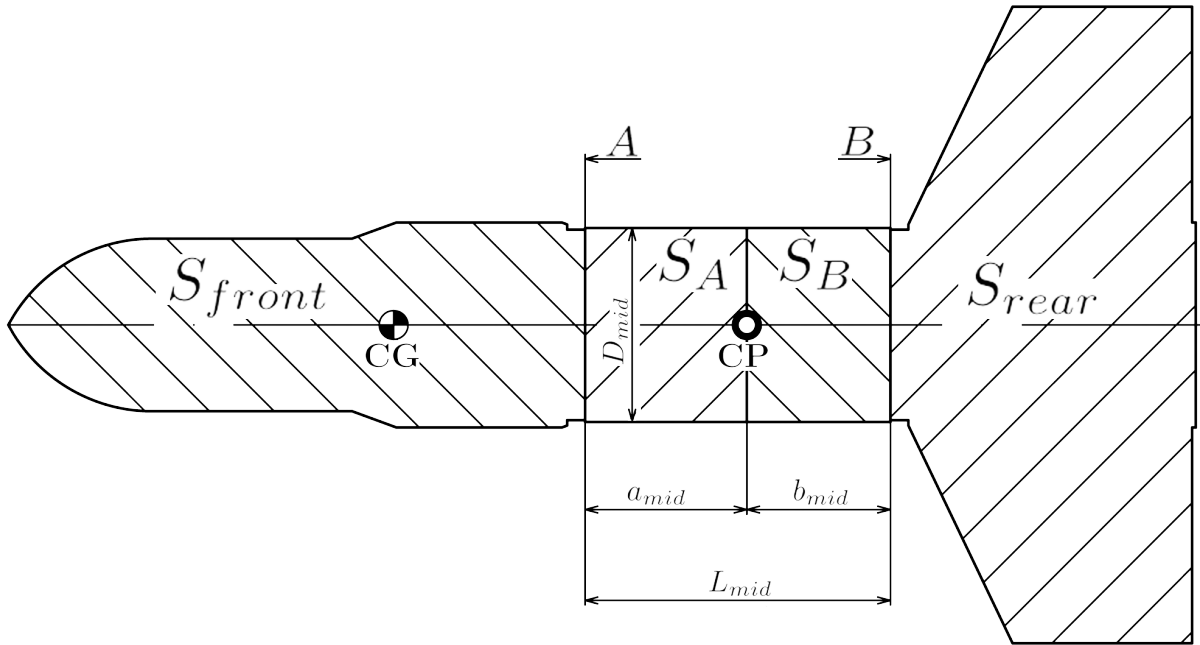
Obrázek A.2: Příklad podoby odpalovacího zařízení.

Vyobrazené odpalovací zařízení má 3 okruhy. První okruh je jistící. Je-li zapnut, LED dioda svítí a signalizuje stav „ODJIŠTĚNO”. Druhý okruh je odpalovací: po jeho sepnutí dojde k zážehu. K tomu však nedojde přímo z druhého okruhu. Ten spína přes relé okruh obsahující tvrdý zdroj, který provede vlastní zážeh.

B Stabilizace zjednodušenou metodou

Modeláři používají zjednodušenou[4] metodu pro určování polohy aerodynamického středu. Tato metoda spočívá v určení těžiště plochy obrysu rakety.

Řez raketou se rozdělí na tři části: přední, střední a zadní. Volba částí je taková, že odhadovaná poloha CP je ve střední části. Je výhodné zvolit ji tak, aby byla celá na válcové části trupu. Tato část se v řezu jeví jako obdélník, což usnadňuje výpočet:



Obrázek B.1: Osový řez se znázorněnými rozměry podstatnými pro výpočet.

Důsledkem symetrie rakety je, že CP i CG leží na podélné ose rakety. Poloha CP se spočte z jednoduché geometrické úvahy:

1. CP rozděluje raketu v polovině plochy: $S_{front} + S_A = S_B + S_{rear}$
2. $S_A = a_{mid} \cdot D_{mid}$; $S_B = b_{mid} \cdot D_{mid}$
3. $L_{mid} = a_{mid} + b_{mid}$

Z těchto rovnic se dá odvodit vztah pro vzdálenost a_{mid} a b_{mid} :

$$a_{mid} = \frac{1}{2} \cdot \left(L_{mid} - \frac{S_{front} - S_{rear}}{D_{mid}} \right);$$

$$b_{mid} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{S_{front} - S_{rear}}{D_{mid}} + L_{mid} \right)$$

Podmínky použitelnosti těchto vztahů:

- $L_{mid} \cdot D_{mid} + S_{front} \geq S_{rear}$,
- $L_{mid} \cdot D_{mid} + S_{rear} \geq S_{front}$.

B.1 Příklad použití

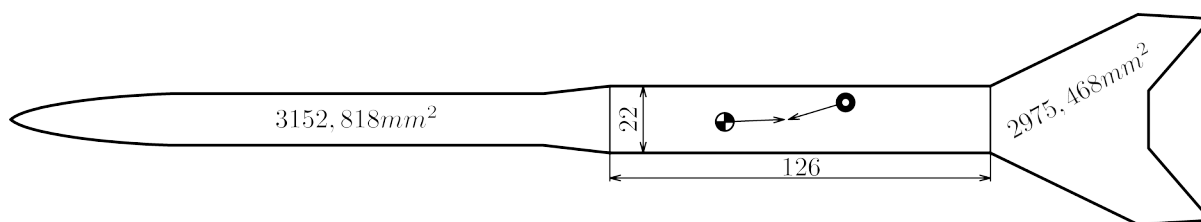
Jako příklad použití zjednodušeného postupu stabilizace uvedu úpravu modelu rakety NIKE firmy *Modelář Sladký a spol.*:



Obrázek B.2: [44]Originální konfigurace rakety NIKE.

NIKE má trup dlouhý 376 mm . Malý průměr je 17 mm a velký 22 mm . Tento model je originálně dodáván se třinácti kusy redukčních lišt jako lože motoru typu B5-2 (průměr 15 mm , délka 48 mm , impuls $(2,5 \div 5) \text{ N} \cdot \text{s}$, hotnost $m_0 = 11 \text{ g}$). Na trhu je dostupný motor vyšší řady C4-6 (průměr 17 mm , délka 75 mm , impuls $(5 \div 10) \text{ N} \cdot \text{s}$, hotnost $m_0 = 24 \text{ g}$).

Přestavba začala úpravou motorového lože: ztenčit a prodloužit lišty a udělat vrchní zarážku (dva špendlíky propíchnuté skrz trup do kříže ve vzdálenosti 72 mm od konce rakety). Záměna motoru způsobila nárůst hmotnosti v zadní části rakety a tedy nechtěné posunutí těžiště směrem vzad. Tato úprava vyloučila možnost nalepit malé stabilizátory na přední část trupu, jak tomu je u originálu. Proto jsem jako první řešení zvolil použít pouze zadní stabilizátory:



Obrázek B.3: NIKE bez malých stabilizátorů.

Délka střední části: $L_{mid} = 126 \text{ mm}$

Průměr střední části: $D_{mid} = 22 \text{ mm}$

Plocha přední části: $S_{front} = 3152,818 \text{ mm}^2$

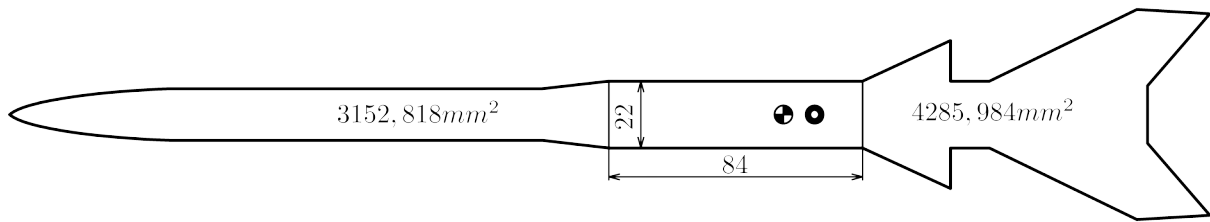
Plocha zadní části: $S_{rear} = 2975,468 \text{ mm}^2$

Vydálenost od přední dělící čáry

$$a_{mid} = \frac{1}{2} \cdot \left(L_{mid} - \frac{S_{front} - S_{rear}}{D_{mid}} \right) = \frac{1}{2} \cdot \left(126 - \frac{3152,818 - 2975,468}{22} \right) \doteq 59 \text{ mm}$$

Poloha těžiště se dá u takového modelu zjistit pomocí smyčky na provázku. Tato poloha vyšla velmi blízko ke spočtenému aerodynamickému středu. Vzhledem k zanedbatelné hmotnosti balzových stabilizátorů a nepřesnosti použitého postupu se dá považovat poloha těžiště za stejnou pro případ s i bez malých stabilizátorů.

Lze tedy umístit malé stabilizátory mírně před velké bez potřeby znovu určovat polohu těžiště:



Obrázek B.4: NIKE s malými stabilizátory.

Délka střední části: $L_{mid} = 84 \text{ mm}$

Průměr střední části: $D_{mid} = 22 \text{ mm}$

Plocha přední části: $S_{front} = 3152,818 \text{ mm}^2$

Plocha zadní části: $S_{rear} = 4285,984 \text{ mm}^2$

Vydálenost od přední dělicí čáry

$$a_{mid} = \frac{1}{2} \cdot \left(L_{mid} - \frac{S_{front} - S_{rear}}{D_{mid}} \right) = \frac{1}{2} \cdot \left(84 - \frac{3152,818 - 4285,984}{22} \right) \doteq 68 \text{ mm}$$

Výsledek této úpravy byl takový, že raketa měla, podle subjektivního pocitu pozorovatelů, o 50 ÷ 66% větší dostup než ostatní rakety s motory třídy B. Během pozdějšího čištění modelu jsem však zjistil, že zarážky v podobě dvou špendlíků jsou nedostačující pro motor třídy C. Oba špendlíky byly ohlé a motor málem proletěl trupem skrz.

C Zdrojový kód výpočtových programů

V jazyku PHP jsou napsané programy pro urychlení a usnadnění výpočtů. Tyto skripty se dají spustit pouze na serveru, na kterém běží program *Apache* nebo podobný serverový systém.

C.1 Vnitrobalistické výpočty

Verze 5.2, březen 2009.

Zdrojový kód souboru C.1: index.php

```
1 <!DOCTYPE html PUBLIC "-//W3C//DTD XHTML 1.0 Transitional//EN" "http://www.w3.org/TR/
  xhtml1/DTD/xhtml1-transitional.dtd">
2 <html xmlns="http://www.w3.org/1999/xhtml">
3 <head>
4 <meta name="robots" content="nofollow">
5 <meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8" />
6 <meta http-equiv="Content-language" content="cs">
7 <meta name="autor" content="Jakub Cejpek" />
8 <meta http-equiv="imagetoolbar" content="no" />
9 <meta http-equiv="MSThemeCompatible" content="no" />
10 <meta name="MS.LOCALE" content="cs" />
11 <meta name="autosize" content="off" />
12 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="screen" />
13 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="print" />
14 <title>Zadání vstupních hodnot</title>
15 </head>
16 <body>
17 <form action="gol.php" method="POST" target="_self"><input type="submit" value="SPOČTI"
  name="SPOČTI" />
18 <table>
19 <tr><td>Počáteční rychlost hoření:</td><td></td><td><input type="text" name="u0" value="2.9163e-5" /></td></tr>
20 <tr><td>Exponent zákona hoření:</td><td>
  </td><td><input type="text" name="alfa" value="0.37" /></td></tr>
21 <tr><td>Poissonova konstanta</td><td>
  </td><td><input type="text" name="kapa" value="1.2475" /></td></tr>
22 <tr><td>Měrná plynová konstanta</td><td>
  </td><td><input type="text" name="r" value="347.14" /></td></tr>
23 <tr><td>Hustota pohonné hmoty</td><td>
  </td><td><input type="text" name="roPH" value="1610" /></td></tr>
24 <tr><td>Součinitel teplotní citlivosti</td><td></td><td><input type="text" name="Kt" value="0.00243" /></td></tr>
25 <tr><td>Teplota pohonné hmoty</td><td>
  </td><td><input type="text" name="tPH" value="25" /></td></tr>
26 <tr><td>Normální teplota</strong></td><td>
  </td><td><input type="text" name="tN" value="15" /></td></tr>
27 <tr><td>Teplota hoření ve spalovací komoře</td><td></td><td><input type="text" name="TSK" value="2342" /></td></tr>
28 <tr><td>Konstrukční koeficient tlaku spalovací komory</td><td></td><td><input type="text" name="kPSK" value="1.25" /></td></
  tr>
29 <tr><td>Tlak ve spalovací komoře</td><td>
  </td><td><input type="text" name="PSK" value="8e6" /></td></tr>
30 <tr><td>Tlak na výstupu trysky</td><td>
  </td><td><input type="text" name="Pexit" value="101325" /></td></tr>
31 <tr><td>Atmosferický tlak</td><td>
  </td><td><input type="text" name="Patm" value="101325" /></td></tr>
32 <tr><td>Ráže rakety</td><td>
  </td><td><input type="text" name="D" value="0.06" /></td></tr>
33 <tr><td>Tloušťka stěny</td><td>
  </td><td><input type="text" name="h" value="0.002" /></td></tr>
```

C.1 VNITROBALISTICKÉ VÝPOČTY

```

34 <tr><td>Počáteční tah</td><td></td><td><input type="text" name="F0" value="1000" /></td></tr>
35 <tr><td>Požadovaný impuls</td><td></td><td><input type="text" name="IC0" value="700" /></td></tr>
36 <tr><td>Požadované škrčení</td><td></td><td><input type="text" name="Cm" value="3.5" /></td></tr>
37 <tr><td>Mez kluzu oceli</td><td></td><td><input type="text" name="Re" value="200e6" /></td></tr>
38 </table>
39 </form>
40 <h4>Zápis hodnot: 2 500 000 se zapíše jako: <strong>2.5e6</strong> <del>2,5*10<sup>6</sup></del>.</h4>
41 </body>
42 </html>

```

Zdrojový kód souboru C.2: go1.php

```

1 <?php
2 /*Načtení proměnných*/
3 $u0 = $_POST['u0'];
4 $alfa = $_POST['alfa'];
5 $kapa = $_POST['kapa'];
6 $r = $_POST['r'];
7 $roPH = $_POST['roPH'];
8 $Kt = $_POST['Kt'];
9 $tPH = $_POST['tPH'];
10 $tN = $_POST['tN'];
11 $TSK = $_POST['TSK'];
12 $kPSK = $_POST['kPSK'];
13 $PSK = $_POST['PSK'];
14 $Pexit = $_POST['Pexit'];
15 $Patm = $_POST['Patm'];
16 $D = $_POST['D'];
17 $h = $_POST['h'];
18 $F0 = $_POST['F0'];
19 $IC0 = $_POST['IC0'];
20 $Cm = $_POST['Cm'];
21 $Re = $_POST['Re'];
22 //////////////////////////////////////
23 /*Funkce adiabatického exponentu*/
24 $ahelp = sqrt($kapa);
25 $bhhelp = 2/($kapa + 1);
26 $chelp = ($kapa + 1) / (2 * $kapa - 2);
27 $fikapa = $ahelp * pow($bhhelp, $chelp);
28 /*Rychlost hoření*/
29 $ahelp = exp($Kt*($tPH-$tN));
30 $bhhelp = pow($PSK, $alfa);
31 $u = $u0 * $ahelp * $bhhelp;
32 /*Charakteristický součinitel tahu*/
33 $ahelp = pow(($Pexit/$PSK), ($kapa - 1)/$kapa);
34 $bhhelp = 2 * $kapa * (1 - $ahelp) / ($kapa - 1);
35 $C0F = $fikapa * sqrt($bhhelp);
36 /*Poměr průřezů trysky výstupní/kritický*/
37 $ahelp = pow($fikapa, 2) / $C0F;
38 $bhhelp = $PSK / $Pexit;
39 $chelp = pow($bhhelp, (1 / $kapa));
40 $AexitKuAkr = $ahelp * $chelp;
41 /*Tahový součinitel trysky*/
42 $ahelp = $AexitKuAkr * ($Pexit - $Patm) / $PSK;
43 $cF = $C0F + $ahelp;
44 /*Charakteristická rychlost*/
45 $chvezda = sqrt($r * $TSK) / $fikapa;
46 /*Min tloušťka stěny SK*/
47 $hmin = (0.5 * $PSK * $kPSK * $D)/($Re + $PSK * $kPSK);
48 /*D1*/
49 $D1 = $D - 2 * $h;
50 /*Zahrazení*/
51 $Z = $PSK / ($u * $chvezda * $roPH);
52 /*teta*/
53 $thetabar = $D1 / $D;
54 ?>

```

C.1 VNITROBALISTICKÉ VÝPOČTY

```
55 <!DOCTYPE html PUBLIC "-//W3C//DTD XHTML 1.0 Transitional//EN" "http://www.w3.org/TR/
    xhtml1/DTD/xhtml1-transitional.dtd">
56 <html xmlns="http://www.w3.org/1999/xhtml">
57 <head>
58 <meta name="robots" content="nofollow">
59 <meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8" />
60 <meta http-equiv="Content-language" content="cs">
61 <meta name="autor" content="Jakub Cejpek" />
62 <meta http-equiv="imagetoolbar" content="no" />
63 <meta http-equiv="MSThemeCompatible" content="no" />
64 <meta name="MS.LOCALE" content="cs" />
65 <meta name="autosize" content="off" />
66 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="screen" />
67 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="print" />
68 <title>Výpočty nezávislé na iteračním cyklu</title>
69 </head>
70 <body>
71 <form action="go2.php" method="POST" target="_self"><input type="submit" value="ZAČNI
    ITERAČNÍ CYKLUS" name="ZAČNI ITERAČNÍ CYKLUS" />
72 <a href="index.php" target="_self"><input type="button" value="ZAČNI ZNOVU" /></a>
73 <table>
74 <tr><td>Funkce adiabatického exponentu</td><td></td><td><?php echo round($fikapa, 4);?></td></tr>
75 <tr><td>Rychlost hoření</td><td></td><td><?php
    echo round($u, 4);?></td></tr>
76 <tr><td>Charakteristický součinitel tahu</td><td></td><td><?php echo round($C0F, 3);?></td></tr>
77 <tr><td>Poměr průřezů trysky výstupní/kritický</td><td></td><td><?php echo round($AexitKuAkr, 2);?></td></tr>
78 <tr><td>Tahový součinitel trysky</td><td></td>
    <td><?php echo round($cF, 3);?></td></tr>
79 <tr><td>Charakteristická rychlost</td><td></td><td><?php echo round($chvezda, 1);?></td></tr>
80 <tr><td id="kontrola">Minimální tloušťka stěny SK</td><td></td><td id="kontrola"><?php echo round($hmin, 5);?></td></tr>
81 <tr><td id="kontrola">Tloušťka stěny SK</td><td></td><td id="kontrola"><?php echo $h;?></td></tr>
82 <tr><td>Vnitřní průměr spalovací komory</td><td></td><td><?php echo round($D1, 3);?></td></tr>
83 <tr><td>Zahrazení</td><td></td><td><?php echo
    round($Z, 1);?></td></tr>
84 <tr><td>Pevnostní číslo spalovací komory</td><td></td><td><?php echo round($thetabar, 3);?></td></tr>
85 </table>
86 <input type="hidden" name="D" value="<?php echo $D; ?>" />
87 <input type="hidden" name="kapa" value="<?php echo $kapa; ?>" />
88 <input type="hidden" name="roPH" value="<?php echo $roPH; ?>" />
89 <input type="hidden" name="PSK" value="<?php echo $PSK; ?>" />
90 <input type="hidden" name="Pexit" value="<?php echo $Pexit; ?>" />
91 <input type="hidden" name="Patm" value="<?php echo $Patm; ?>" />
92 <input type="hidden" name="F0" value="<?php echo $F0; ?>" />
93 <input type="hidden" name="IC0" value="<?php echo $IC0; ?>" />
94 <input type="hidden" name="Cm" value="<?php echo $Cm; ?>" />
95 <!--////////////////////////////////NOVĚ SPOČTENÉ HODNOTY////////////////////////////////-->
96 <input type="hidden" name="fikapa" value="<?php echo $fikapa; ?>" />
97 <input type="hidden" name="u" value="<?php echo $u; ?>" />
98 <input type="hidden" name="h" value="<?php echo $h; ?>" />
99 <input type="hidden" name="C0F" value="<?php echo $C0F; ?>" />
100 <input type="hidden" name="cF" value="<?php echo $cF; ?>" />
101 <input type="hidden" name="chvezda" value="<?php echo $chvezda; ?>" />
102 <input type="hidden" name="D1" value="<?php echo $D1; ?>" />
103 <input type="hidden" name="Z" value="<?php echo $Z; ?>" />
104 <input type="hidden" name="thetabar" value="<?php echo $thetabar; ?>" />
105 <!--////////////////////////////////////////////////////////////////-->
106 </form>
107 </body>
108 </html>
```

Zdrojový kód souboru C.3: go2.php

1 <?php

C.1 VNITROBALISTICKÉ VÝPOČTY

```

2  /*Načtení proměnných*/
3  $u0 = $_POST['u0'];
4  $alfa = $_POST['alfa'];
5  $kapa = $_POST['kapa'];
6  $r = $_POST['r'];
7  $roPH = $_POST['roPH'];
8  $Kt = $_POST['Kt'];
9  $tPH = $_POST['tPH'];
10 $tN = $_POST['tN'];
11 $TSK = $_POST['TSK'];
12 $kPSK = $_POST['kPSK'];
13 $PSK = $_POST['PSK'];
14 $Pexit = $_POST['Pexit'];
15 $Patm = $_POST['Patm'];
16 $D = $_POST['D'];
17 $h = $_POST['h'];
18 $F0 = $_POST['F0'];
19 $IC0 = $_POST['IC0'];
20 $Cm = $_POST['Cm'];
21 $Re = $_POST['Re'];
22 //////////////////////////////////////
23 /*Funkce adiabatického exponentu*/
24 $ahelp = sqrt($kapa);
25 $bhhelp = 2/($kapa + 1);
26 $chhelp = ($kapa + 1) / (2 * $kapa - 2);
27 $fikapa = $ahelp * pow($bhhelp, $chhelp);
28 /*Rychlost hoření*/
29 $ahelp = exp($Kt*($tPH-$tN));
30 $bhhelp = pow($PSK, $alfa);
31 $u = $u0 * $ahelp * $bhhelp;
32 /*Charakteristický součinitel tahu*/
33 $ahelp = pow(($Pexit/$PSK), ($kapa - 1)/$kapa);
34 $bhhelp = 2 * $kapa * (1 - $ahelp) / ($kapa - 1);
35 $C0F = $fikapa * sqrt($bhhelp);
36 /*Poměr průřezů trysky výstupní/kritický*/
37 $ahelp = pow($fikapa, 2) / $C0F;
38 $bhhelp = $PSK / $Pexit;
39 $chhelp = pow($bhhelp, (1 / $kapa));
40 $AexitKuAkr = $ahelp * $chhelp;
41 /*Tahový součinitel trysky*/
42 $ahelp = $AexitKuAkr * ($Pexit - $Patm) / $PSK;
43 $cF = $C0F + $ahelp;
44 /*Charakteristická rychlost*/
45 $chvezda = sqrt($r * $TSK) / $fikapa;
46 /*Min tloušťka stěny SK*/
47 $hmin = (0.5 * $PSK * $kPSK * $D)/($Re + $PSK * $kPSK);
48 /*D1*/
49 $D1 = $D - 2 * $h;
50 /*Zahrazení*/
51 $Z = $PSK / ($u * $chvezda * $roPH);
52 /*teta*/
53 $thetabar = $D1 / $D;
54 ?>
55 <!DOCTYPE html PUBLIC "-//W3C//DTD XHTML 1.0 Transitional//EN" "http://www.w3.org/TR/
    xhtml1/DTD/xhtml1-transitional.dtd">
56 <html xmlns="http://www.w3.org/1999/xhtml">
57 <head>
58 <meta name="robots" content="nofollow">
59 <meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8" />
60 <meta http-equiv="Content-language" content="cs">
61 <meta name="autor" content="Jakub Cejpek" />
62 <meta http-equiv="imagetoolbar" content="no" />
63 <meta http-equiv="MSThemeCompatible" content="no" />
64 <meta name="MS.LOCALE" content="cs" />
65 <meta name="autosize" content="off" />
66 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="screen" />
67 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="print" />
68 <title>Výpočty nezávislé na iteračním cyklu</title>
69 </head>
70 <body>

```

C.1 VNITROBALISTICKÉ VÝPOČTY

```
71 <form action="go2.php" method="POST" target="_self"><input type="submit" value="ZAČNI
    ITERAČNÍ CYKLUS" name="ZAČNI ITERAČNÍ CYKLUS" />
72 <a href="index.php" target="_self"><input type="button" value="ZAČNI ZNOVU" /></a>
73 <table>
74 <tr><td>Funkce adiabatického exponentu</td><td></td><td><?php echo round($fikapa, 4);?></td></tr>
75 <tr><td>Rychlost hoření</td><td></td><td><?php
    echo round($u, 4);?></td></tr>
76 <tr><td>Charakteristický součinitel tahu</td><td></td><td><?php echo round($C0F, 3);?></td></tr>
77 <tr><td>Poměr průřezů trysky výstupní/kritický</td><td></td><td><?php echo round($AexitKuAkr, 2);?></td></tr>
78 <tr><td>Tahový součinitel trysky</td><td></td>
    <td><?php echo round($cF, 3);?></td></tr>
79 <tr><td>Charakteristická rychlost</td><td></td><td><?php echo round($chvezda, 1);?></td></tr>
80 <tr><td id="kontrola">Minimální tloušťka stěny SK</td><td></td><td id="kontrola"><?php echo round($hmin, 5);?></td></tr>
81 <tr><td id="kontrola">Tloušťka stěny SK</td><td></td><td id="kontrola"><?php echo $h;?></td></tr>
82 <tr><td>Vnitřní průměr spalovací komory</td><td></td><td><?php echo round($D1, 3);?></td></tr>
83 <tr><td>Zahrazení</td><td></td><td><?php echo
    round($Z, 1);?></td></tr>
84 <tr><td>Pevnostní číslo spalovací komory</td><td></td><td><?php echo round($thetabar, 3);?></td></tr>
85 </table>
86 <input type="hidden" name="D" value="<?php echo $D; ?>" />
87 <input type="hidden" name="kapa" value="<?php echo $kapa; ?>" />
88 <input type="hidden" name="roPH" value="<?php echo $roPH; ?>" />
89 <input type="hidden" name="PSK" value="<?php echo $PSK; ?>" />
90 <input type="hidden" name="Pexit" value="<?php echo $Pexit; ?>" />
91 <input type="hidden" name="Patm" value="<?php echo $Patm; ?>" />
92 <input type="hidden" name="F0" value="<?php echo $F0; ?>" />
93 <input type="hidden" name="IC0" value="<?php echo $IC0; ?>" />
94 <input type="hidden" name="Cm" value="<?php echo $Cm; ?>" />
95 <!--////////////////////NOVĚ SPOČTENÉ HODNOTY////////////////////-->
96 <input type="hidden" name="fikapa" value="<?php echo $fikapa; ?>" />
97 <input type="hidden" name="u" value="<?php echo $u; ?>" />
98 <input type="hidden" name="h" value="<?php echo $h; ?>" />
99 <input type="hidden" name="C0F" value="<?php echo $C0F; ?>" />
100 <input type="hidden" name="cF" value="<?php echo $cF; ?>" />
101 <input type="hidden" name="chvezda" value="<?php echo $chvezda; ?>" />
102 <input type="hidden" name="D1" value="<?php echo $D1; ?>" />
103 <input type="hidden" name="Z" value="<?php echo $Z; ?>" />
104 <input type="hidden" name="thetabar" value="<?php echo $thetabar; ?>" />
105 <!--////////////////////-->
106 </form>
107 </body>
108 </html>
```

Zdrojový kód souboru C.4: final.php

```
1 <?php
2 /**povrch*/
3 $ahelp = pow($D * $thetabar,2);
4 $S0 = (Pi() * $Z * (1 - $KSK) * $ahelp)/(4 * $C);
5 /*D2*/
6 $D2 = ($D * $thetabar)/(sqrt(2 - $KSK));
7 /*D3*/
8 $D3 = $D2 * (1 - $KSK);
9 /**KL*/
10 $KL = ($thetabar * $Z * (1 - $KSK))/(4 * $C * sqrt(2 - $KSK));
11 /*LTPH*/
12 $LPH = $KL * $D;
13 /**mph*/
14 $mph = $LPH * 0.25 * Pi() * $roPH * ($D2 * $D2 - $D3 * $D3);
15 /*Aexit*/
16 $ahelp = pow($PSK / $Pexit,1 / $kapa);
17 $bhelp = pow($fikapa, 2);
18 $Aexit = $ahelp * $bhelp * $AKR / $C0F;
```


C.2 Stabilizace rakety

Verze 2.0, duben 2009.

Zdrojový kód souboru C.5: index.php

```

1 <!DOCTYPE html PUBLIC "-//W3C//DTD XHTML 1.0 Transitional//EN" "http://www.w3.org/TR/
  xhtml1/DTD/xhtml1-transitional.dtd">
2 <html xmlns="http://www.w3.org/1999/xhtml">
3 <head>
4 <meta name="robots" content="nofollow">
5 <meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8" />
6 <meta http-equiv="Content-Language" content="cs">
7 <meta name="autor" content="Jakub Cejpek" />
8 <meta http-equiv="imagetoolbar" content="no" />
9 <meta http-equiv="MSThemeCompatible" content="no" />
10 <meta name="MS.LOCALE" content="cs" />
11 <meta name="autosize" content="off" />
12 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="screen" />
13 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="print" />
14 <title>Výpočet potřebné velikosti stabilizátorů</title>
15 </head>
16 <body>
17 <form action="gol.php" method="POST" target="_self"><input type="submit" value="SPOČTI"
  name="SPOČTI" /><input type="reset" value="RESET" />
18 <h1>Výpočet potřebné velikosti stabilizátorů</h1>
19 <table>
20 <tr><td>Délka rakety:</td><td><input name="LR" type="text" value="331" size="6" />mm</td>
  </tr>
21 <tr><td>Ráže rakety:</td><td><input name="D" type="text" value="54" size="6" />mm</td></
  tr>
22 <tr><td>Délka špičky:</td><td><input name="Lspi" type="text" value="40" size="6" />mm</td>
  </tr>
23 <tr><td>Průměr špičky:</td><td><input name="Dspi" type="text" value="48" size="6" />mm</
  td></tr>
24 <tr><td>Tvar špičky:</td><td><select name="spi" size="1"><option value="OGI" selected="
  selected">OGI<option value="KUŽ">KUŽEL</select></td></tr>
25 <tr><td>Poloha těžiště (s TPH):</td><td><input name="YCGs" type="text" value="176" size="
  6" />mm</td></tr>
26 <tr><td>Poloha těžiště (bez TPH):</td><td><input name="YCGk" type="text" value="170" size
  ="6" />mm</td></tr>
27 <tr><td>Maximální rychlost</td><td><input name="vk" type="text" value="411" size="6" />m/
  s</td></tr>
28 <tr><td>Výpočtová podzvuková rychlost</td><td><select name="vs" size="1"><option value="
  30">30<option value="40" selected="selected">40<option value="50">50</option></select>
  </td></tr>
29 <tr><td>Úhel náběhu:</td><td><select name="alfa" size="1"><option value="1">1<option
  value="2">2<option value="3">3</option><option value="4">4</option><option value="5"
  selected="selected">5</option></select></td></tr>
30 <tr><td>Záloha stability:</td><td><select name="xi" size="1"><option value="0.15">15</
  option><option value="0.12">12</option><option value="0.1">10</option></select>%</td>
  </tr>
31 <tr><td>Přídavek pro mezní vrstvu:</td><td><select name="c" size="1"><option value="
  0.0045" selected="selected">4,5</option><option value="0.03">30</option></select>mm</
  td></tr>
32 <tr><td>Požadovaná stíhlost stabilizátoru</td><td><select name="LamdaST" size="1"><option
  value="1.2">1,2</option><option value="1.0">1,0</option><option value="0.8" selected
  ="selected">0,8</option><option value="0.5">0,5</option>
33 </select></td></tr>
34 <tr><td>Poloha CP stabilizátoru – podzvuk:</td><td><input name="YCPSTs" type="text" value
  ="238" size="6" />mm</td></tr>
35 <tr><td>Poloha CP stabilizátoru – nadzvuk:</td><td><input name="YCPSTk" type="text" value
  ="255" size="6" />mm</td></tr>
36 </table>
37 </form>
38 
39 </body>
40 </html>

```


Zdrojový kód souboru C.6: go1.php

```

1 <?php
2 $D = $_POST['D'] / 1000;
3 $LR = $_POST['LR'] / 1000;
4 $Lspi = $_POST['Lspi'] / 1000;
5 $Dspi = $_POST['Dspi'] / 1000;
6 $spi = $_POST['spi'];
7 $YCGk = $_POST['YCGk'] / 1000;
8 $YCGs = $_POST['YCGs'] / 1000;
9 $vk = $_POST['vk'];
10 $vs = $_POST['vs'];
11 $alfa = $_POST['alfa'] * Pi()/180;
12 $xi = $_POST['xi'];
13 $c = $_POST['c'];
14 $LamdaST = $_POST['LamdaST'];
15 $YCPSTs = $_POST['YCPSTs'] / 1000;
16 $YCPSTk = $_POST['YCPSTk'] / 1000;
17 //////////////////////////////////////
18 $Mk = $vk / 340;
19 $Ms = $vs / 340;
20 $Lamdaspi = $Lspi / $Dspi;
21 $LamdaR = $LR / $Lspi;
22 $LamdaVAL = ($LR - $Lspi)/$D;
23 $YCPTs = 0.5 * $LR;
24 if ($spi == OGI){$YCPTk = $LR * (0.733+0.667*$alfa*$Lamdaspi*($LamdaR*$LamdaR-1))/(
    $LamdaR*(1.57+1.334*$alfa*$Lamdaspi*($LamdaR-1))};
25 if ($spi == KUZ){$YCPTk = $D * (0.667*$Lamdaspi+0.813*$alfa*$LamdaVAL*($Lamdaspi+0.5*
    $LamdaVAL))/(1+0.813*$LamdaVAL*$alfa);}
26 $CyTk = 2.4 * $alfa;
27 $CyTs = 1 * $alfa;
28 $ST = Pi() * $D * $D / 4;
29 ////potrebna velikost stabilizatoru pro podzvuk:////
30 $CySTs = $CyTs * ($YCGs - $YCPTs + $xi * $LR)/($YCPSTs - $YCGs - $xi * $LR);
31 $SSTs = $CySTs * $ST * ((2.4 + $LamdaST) * sqrt(1 - pow($Ms,2)))/(2 * $alfa * 1.84 * Pi()
    * $LamdaST);
32 ////potrebna velikost stabilizatoru pro nadzvuk:////
33 $CySTk = $CyTk * ($YCGk - $YCPTk + $xi * $LR)/($YCPSTk - $YCGk - $xi * $LR);
34 $SSTk = ($CySTk * $ST)/(2.7 * $alfa * ($LamdaST + 1 / sqrt(pow($Mk,2) - 1)));
35 ////Finální rozměry stabilizátoru:////
36 $SST = ($SSTk + $SSTs) / 2;
37 $bstr = sqrt($SST / $LamdaST);
38 $LST = $bstr * $LamdaST + $c;
39 ////Přesnost:////
40 $acc = ($SSTk - $SSTs) * 1000000;
41 ?>
42 <!DOCTYPE html PUBLIC "-//W3C//DTD XHTML 1.0 Transitional//EN" "http://www.w3.org/TR/
    xhtml1/DID/xhtml1-transitional.dtd">
43 <html xmlns="http://www.w3.org/1999/xhtml">
44 <head>
45 <meta name="robots" content="nofollow">
46 <meta http-equiv="Content-Type" content="text/html; charset=utf-8" />
47 <meta http-equiv="Content-language" content="cs">
48 <meta name="autor" content="Jakub Cejpek" />
49 <meta http-equiv="imagetoolbar" content="no" />
50 <meta http-equiv="MSThemeCompatible" content="no" />
51 <meta name="MS.LOCALE" content="cs" />
52 <meta name="autosize" content="off" />
53 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="screen" />
54 <link rel="stylesheet" type="text/css" href="css.css" media="print" />
55 <title>GO1</title>
56 </head>
57 <body>
58 <h1>Požadovaná velikost stabilizátoru:</h1>
59 Délka střednice: <?php echo round($bstr * 1000,2); ?>mm<br />
60 Výška stabilizátoru: <?php echo round($LST * 1000,2); ?>mm<br />
61 Přesnost výsledku: <?php echo round($acc,2); ?>mm<sup>2</sup><br />
62 
63 <h4>Mezivýsledky:<br />
64 Mach: M<?php echo round($Mk,2); ?><br />
65 Štíhlost <?php echo $spi; ?> špičky: <?php echo round($Lamdaspi,2); ?><br />
66 Štíhlost těla: <?php echo round($LamdaVAL,2); ?><br />

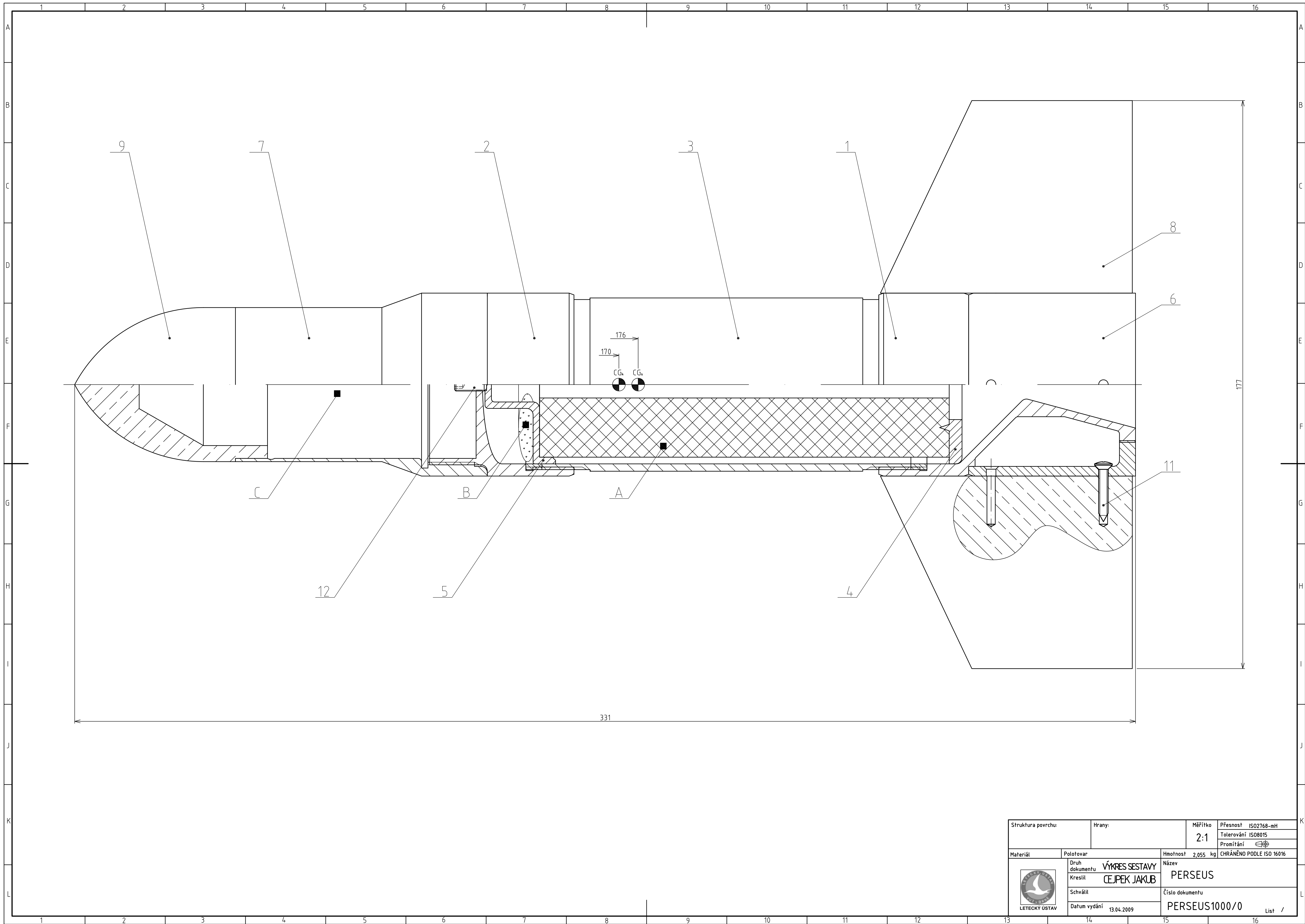
```

C.2 STABILIZACE RAKETY

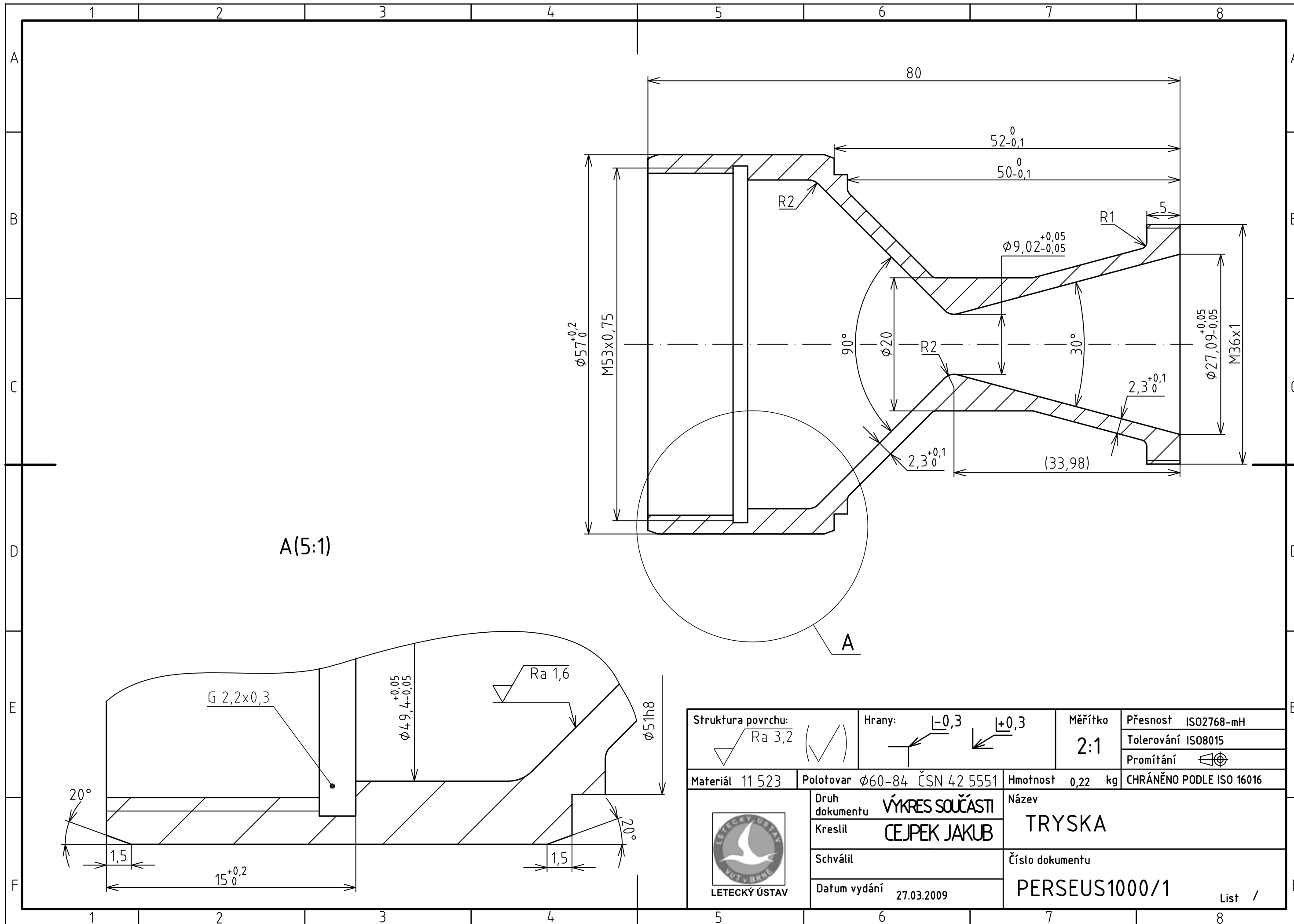
```
67 Bezrozměrná délka rakety: <?php echo round($LamdaR,2); ?><br />
68 Poloha CP těla podzvuk: <?php echo round($YCPTs*1000,2); ?>mm<br />
69 Poloha CP těla nadzvuk: <?php echo round($YCPTk*1000,2); ?>mm<br />
70 Součinitel vztlaku těla podzvuk:<?php echo round($CyTs,2); ?><br />
71 Součinitel vztlaku těla nadzvuk:<?php echo round($CyTk,2); ?><br />
72 Požadovaný součinitel vztlaku stabilizátoru podzvuk <?php echo round($CySTs,2); ?><br />
73 Plocha stabilizátoru podzvuk <?php echo round($SSTs*1000000,2); ?>mm<sup>2</sup><br />
74 Požadovaný součinitel vztlaku stabilizátoru nadzvuk <?php echo round($CySTk,2); ?><br />
75 Plocha stabilizátoru nadzvuk <?php echo round($SSTk*1000000,2); ?>mm<sup>2</sup><br />
76 </h4>
77 </body>
78 </html>
```

D Výkresová dokumentace

Dokumentace obsahuje výrobní výkresy všech částí rakety, které byly vymodelovány do 3D modelu. Součástí dokumentace je i výkres sestavy (v polovičním řezu) a kusovník.



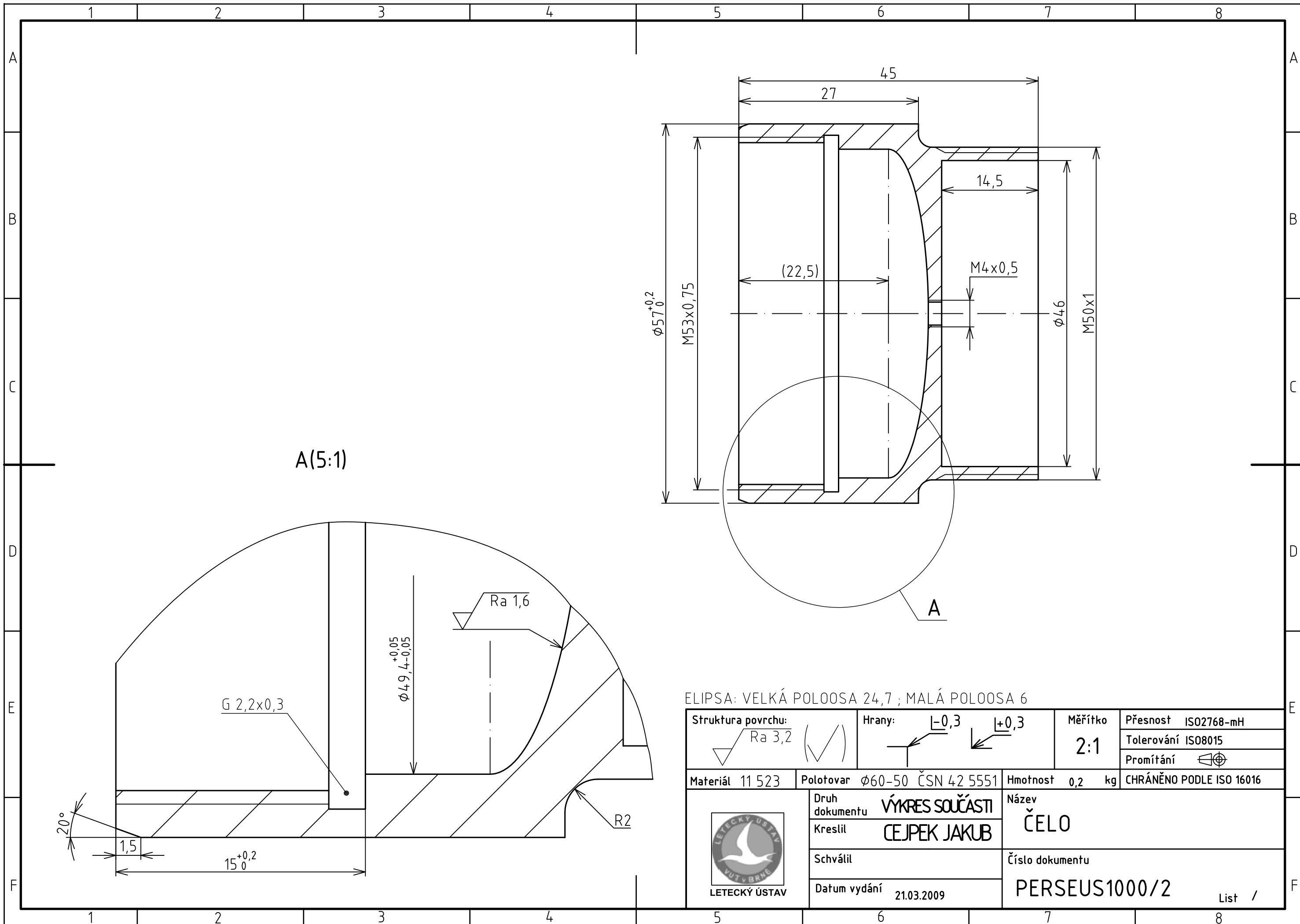
Struktura povrchu:	Hrany:	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-mH Tolerování ISO8015 Promítání
Materiál:	Polotovary	Hmotnost 2,055 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
Druh dokumentu Kreslil	VÝKRES SESTAVY CEJPEK JAKUB	Název PERSEUS	
Schválil		Číslo dokumentu PERSEUS1000/0	List /
LETECKÝ ÚSTAV	13.04.2009		



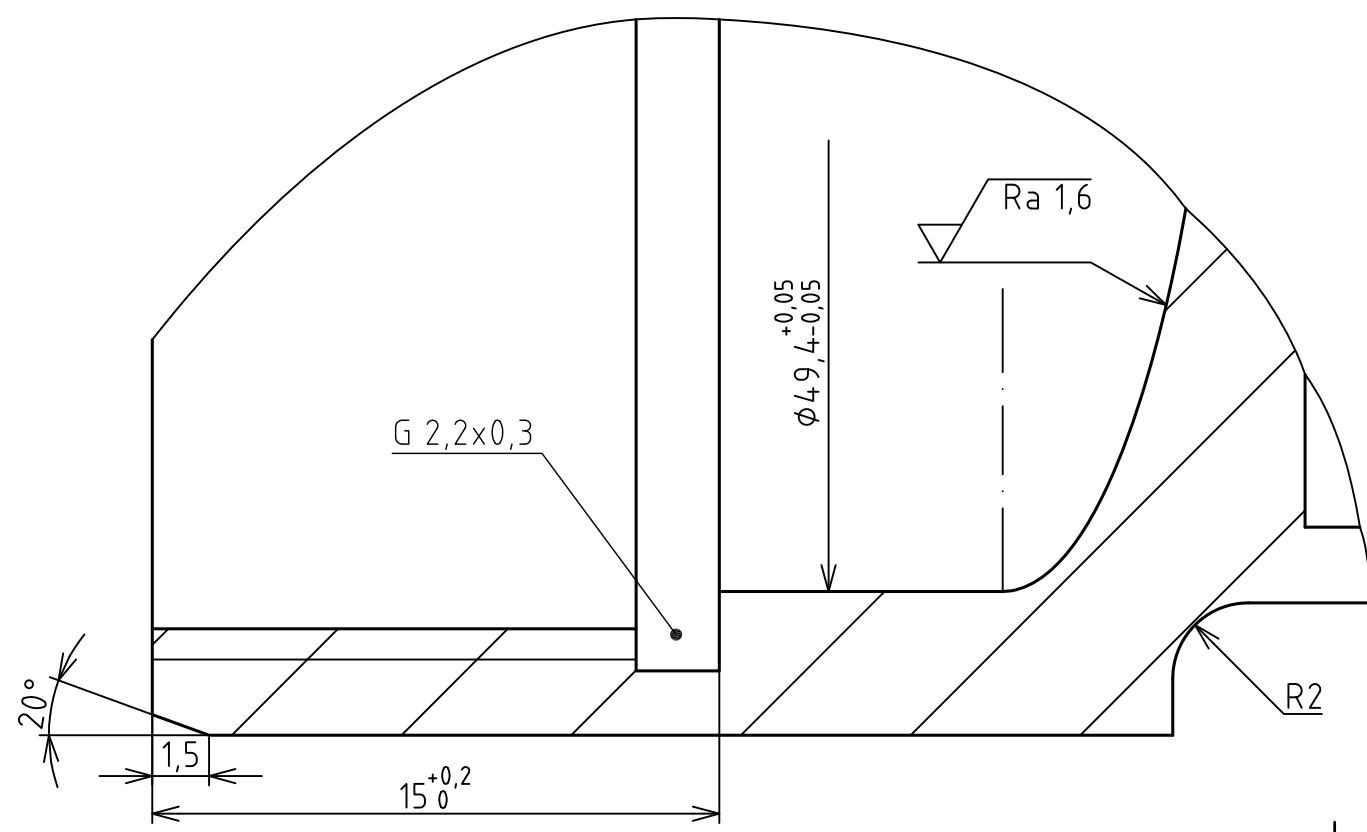
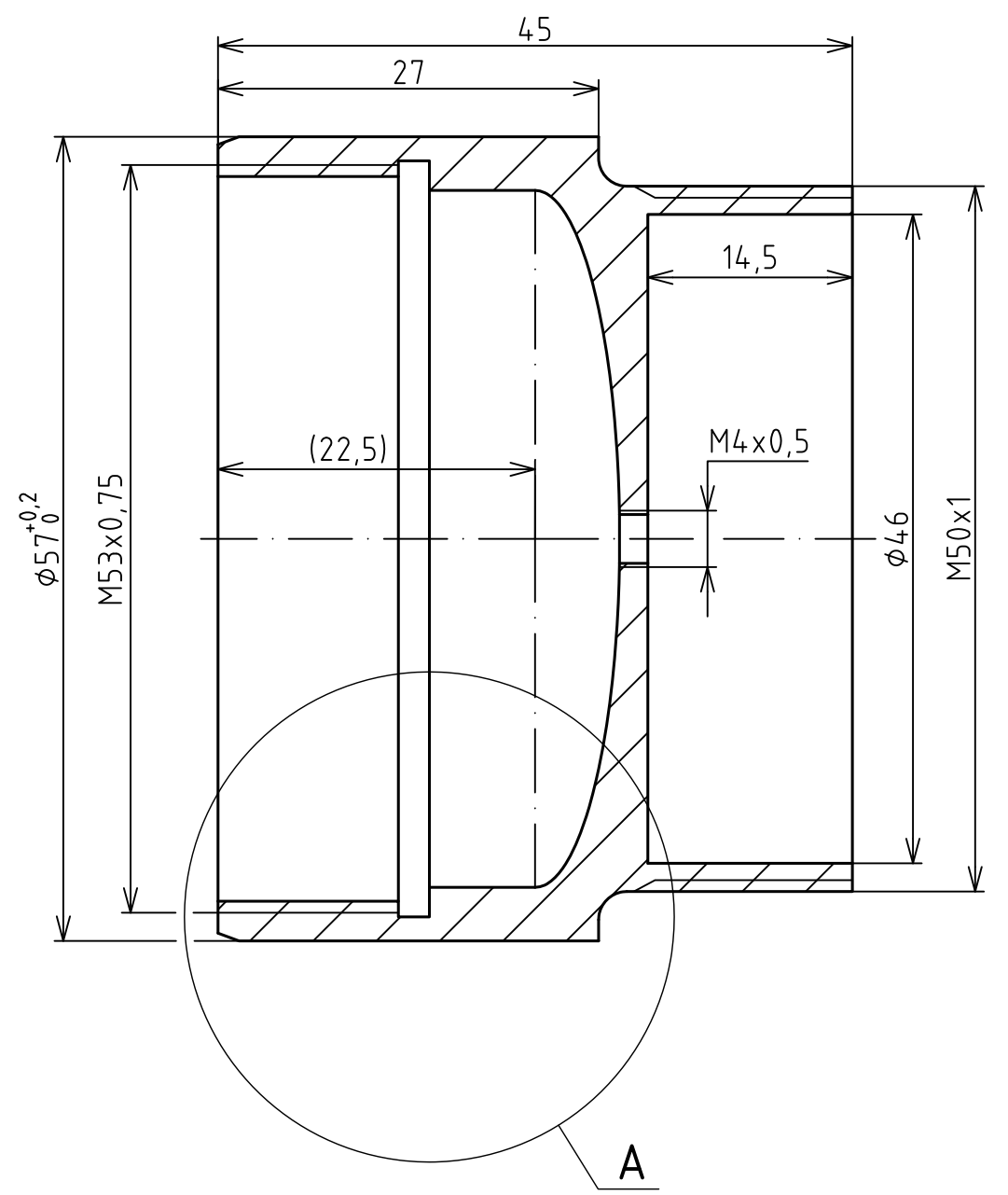
A(5:1)

A

Struktura povrchu: Ra 3,2	Hrany: L-0,3 L+0,3	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-mH Tolerování ISO8015 Promítání
Materiál 11 523	Polotovár Ø60-84 ČSN 42 5551	Hmotnost 0,22 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
	Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI	Název TRYSKA	
	Kreslil CEJPEK JAKUB	Číslo dokumentu PERSEUS1000/1	
	Datum vydání 27.03.2009	List /	



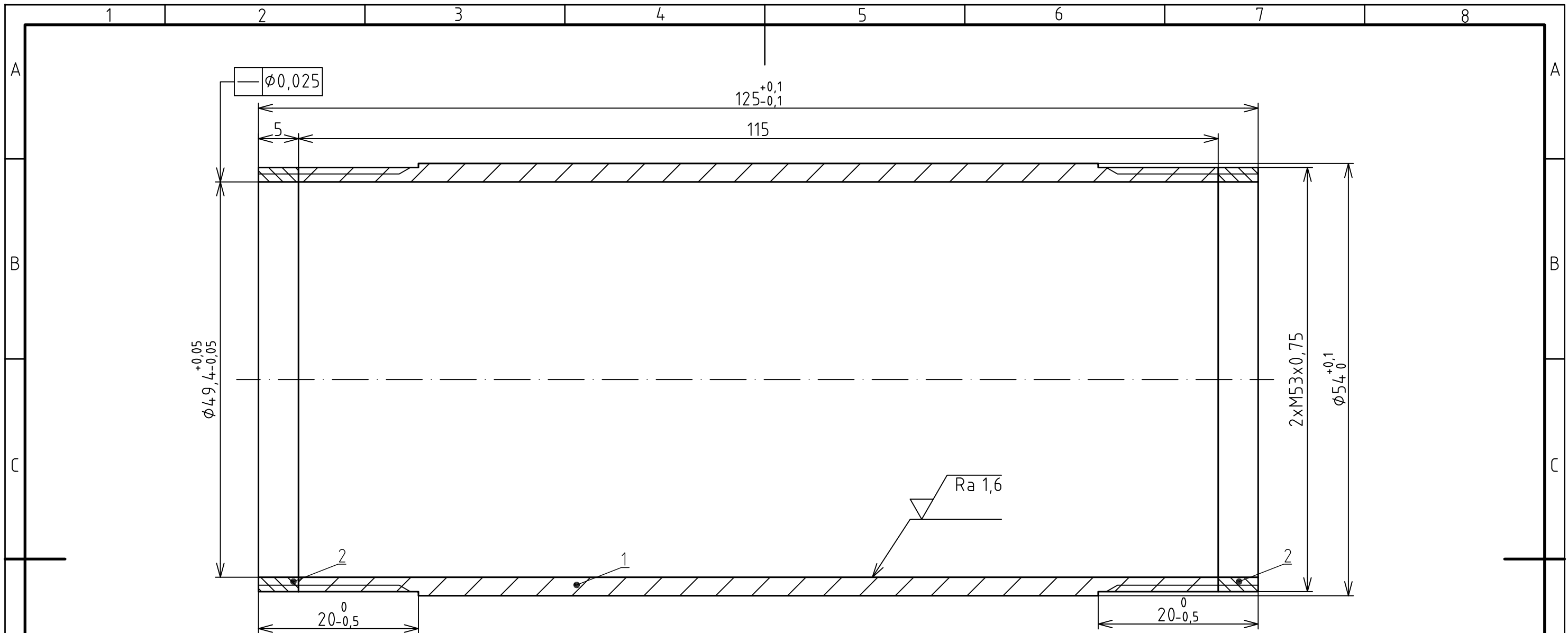
A(5:1)



ELIPSA: VELKÁ POLOOSA 24,7 ; MALÁ POLOOSA 6

Struktura povrchu: Ra 3,2 (✓)	Hrany: $-0,3$ $+0,3$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-mH
Materiál 11 523		Polotovár $\phi 60-50$ ČSN 42 5551	Hmotnost 0,2 kg
Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI		Název ČELO	
Kreslil CEJPEK JAKUB		Číslo dokumentu PERSEUS1000/2	
Schválil		Datum vydání 21.03.2009	
LETECKÝ ÚSTAV		List /	

CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016



SOUČÁSTI (1) A (2) SVAŘENY TŘENÍM, POTÉ OBROBENY JAKO CELEK

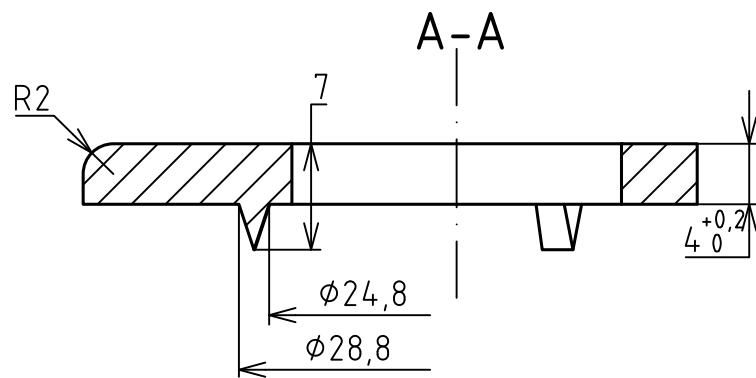
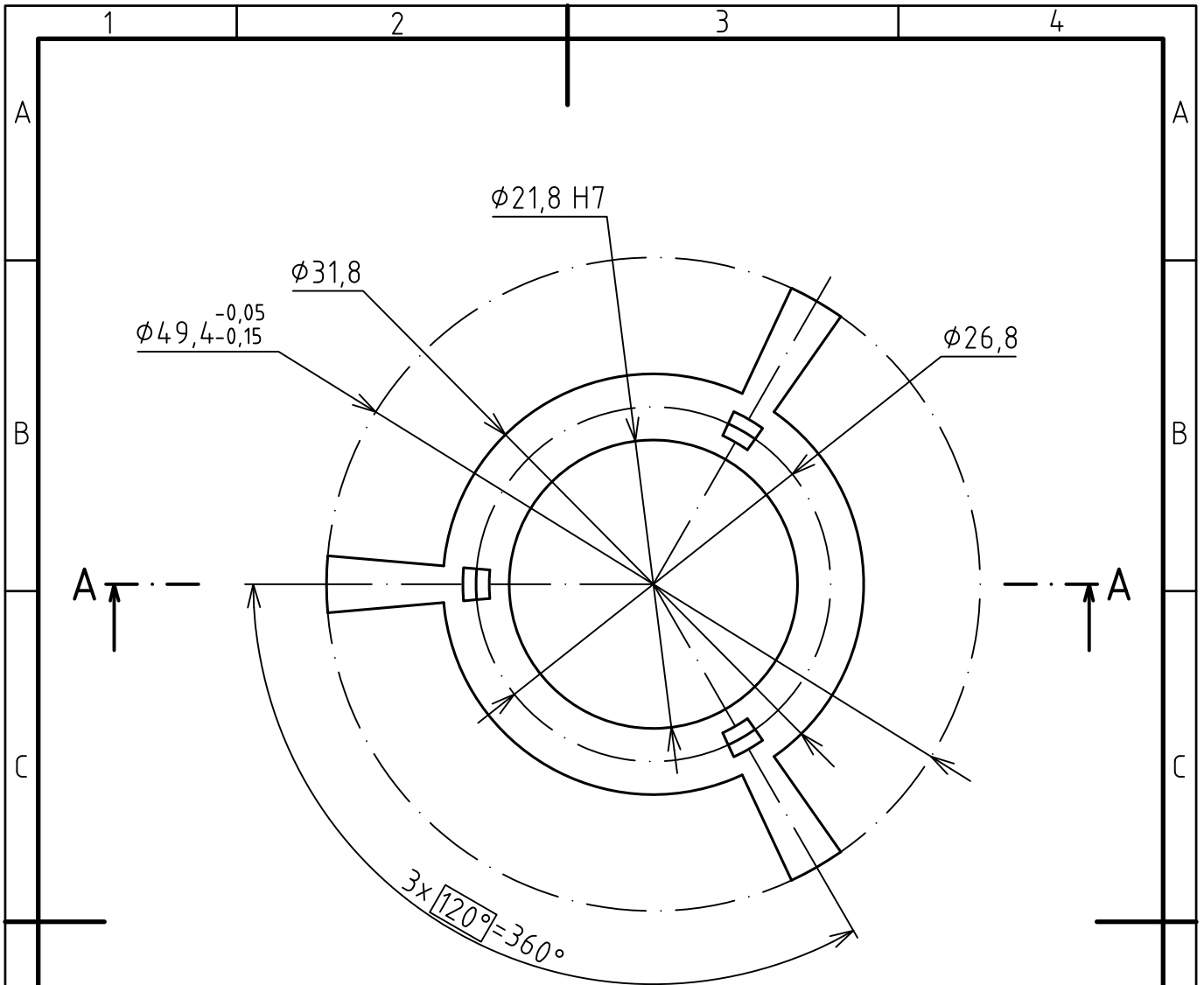
2	TĚSNĚNÍ	TR \odot 54x2,6-2 EN12735-1	0,015	2
		CW024A-R290		
1	PLÁŠŤ	TR \odot 57x5-125 \pm 0,1 ČSN 42 5715	0,3	1
		11 523		

Číslo položky	Název - označení	Polotovar	Hmot.	J	Množ.
	Výkres - norma	Materiál			

Struktura povrchu: Ra 3,2 (✓)	Hrany: $\sqrt{\text{L-0,3}}$ $\sqrt{\text{+0,3}}$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-mH
			Tolerování ISO8015
			Promítání $\left[\begin{array}{c} \text{---} \\ \text{---} \end{array} \right]$

Materiál	Polotovar	Hmotnost 0,33 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
----------	-----------	------------------	--------------------------

 LETECKÝ ÚSTAV VUT V BRNĚ	Druh dokumentu	VÝKRES SESTAVY	Název	PLÁŠŤ
	Kreslil	CEJPEK JAKUB		
	Schválil		Číslo dokumentu	PERSEUS1000/3
	Datum vydání	27.03.2009		List /

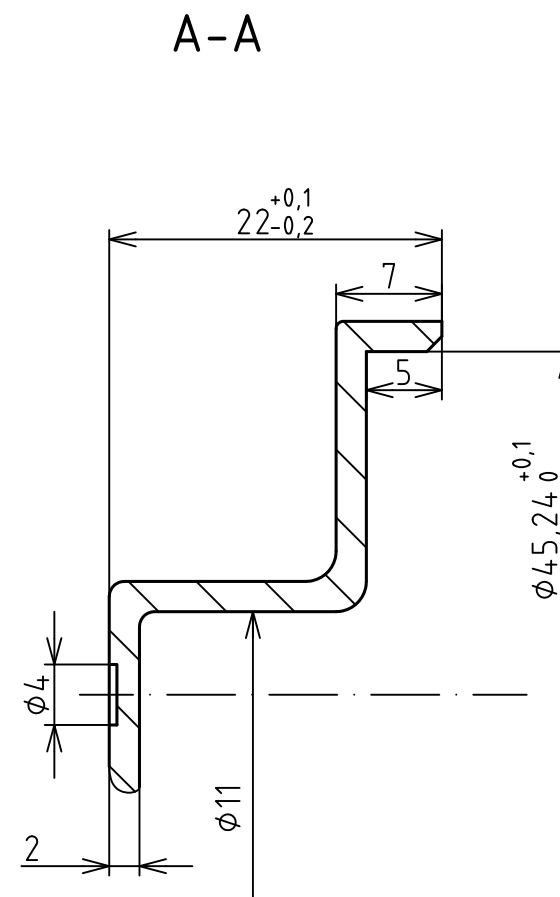
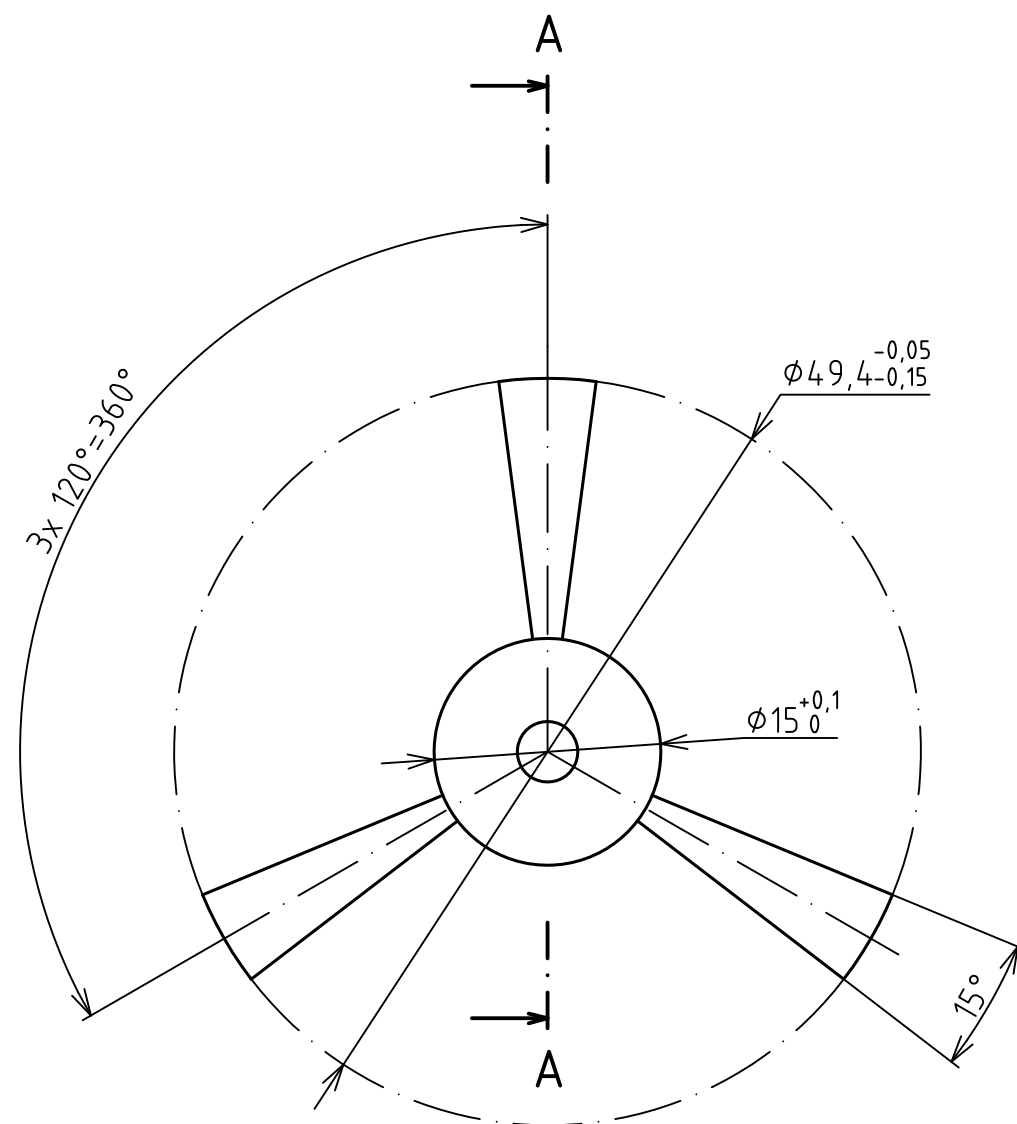


Struktura povrchu: Ra 3,2	Hrany: $\begin{matrix} \swarrow & \searrow \\ -0,3 & +0,3 \end{matrix}$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-MH
			Tolerování ISO8015
			Promítání
Materiál 11 523	Polotovár $\phi 52-10$ ČSN 42 5551	Hmotnost 0,016 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016


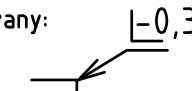

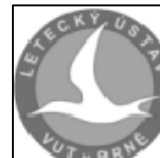


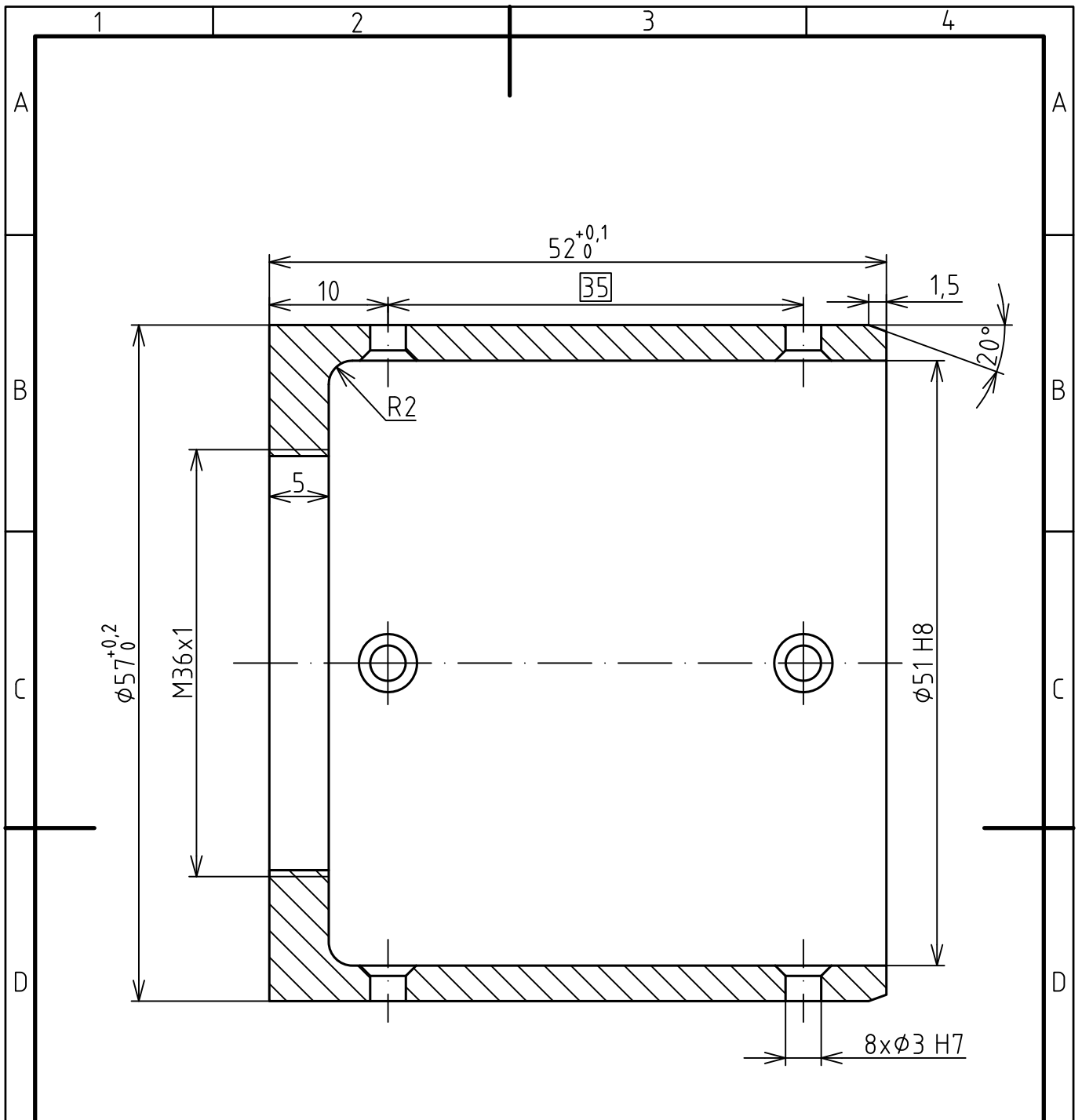
Druh dokumentu **VÝKRES SOUČÁSTI**
 Kreslil **CEJPEK JAKUB**
 Schválil
 Datum vydání 28.03.2009

Název
SPODNÍ ROŠT
 Číslo dokumentu
PERSEUS1000/4 List /



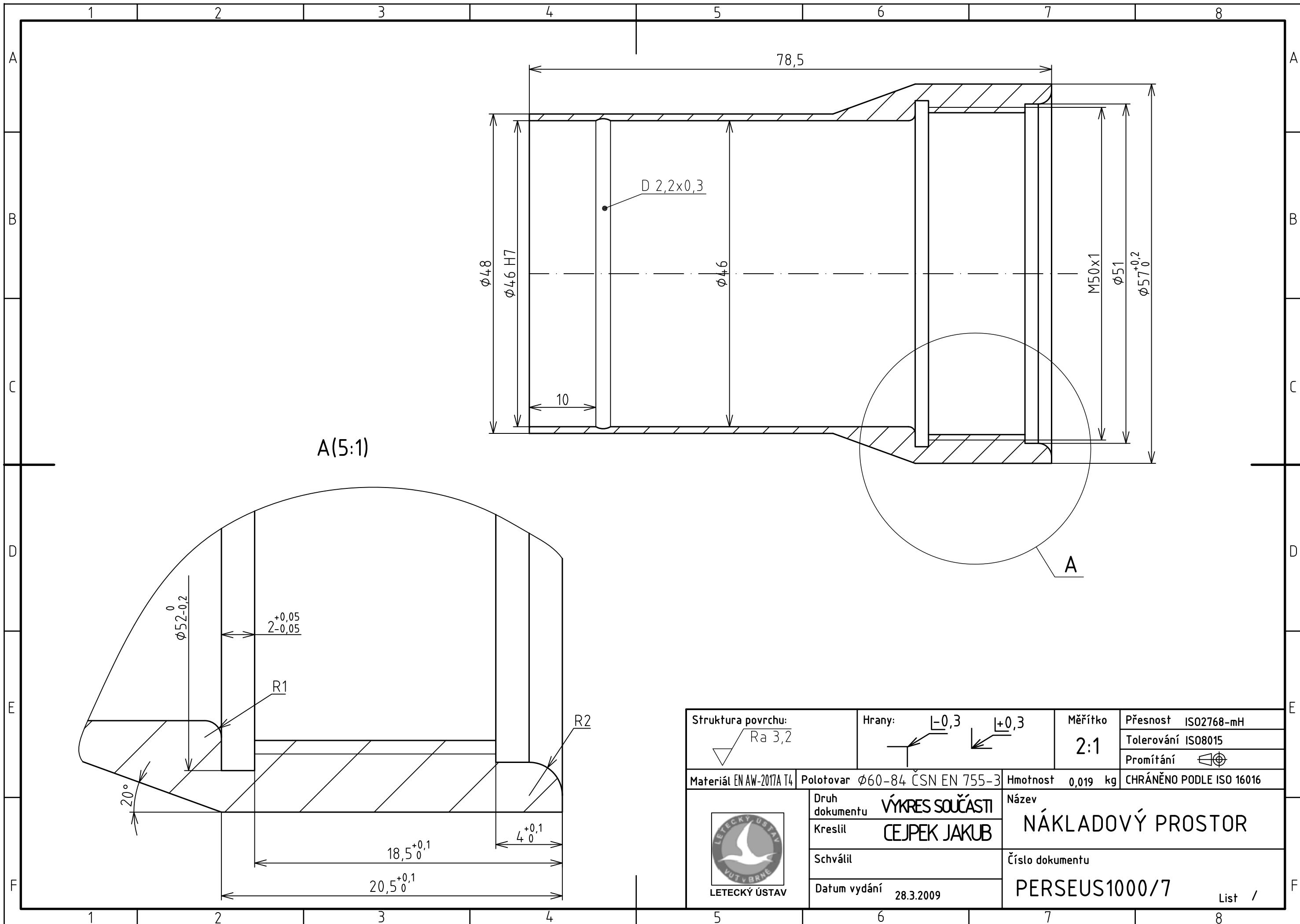
NEKÓTOVANÉ SRAŽENÍ HRAN $1 \times 45^\circ$
 NEKÓTOVANÉ ZAOBLENÍ HRAN R1
 DÍRA $\phi 4$ ZAHLOUBENA NA 0,5

Struktura povrchu:  Ra 3,2	Hrany:  $-0,3$ $+0,3$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-mH Tolerování ISO8015 Promítání 
Materiál 11 523	Polotovár $\phi 52-24$ ČSN 42 5551	Hmotnost 0,09 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
 LETECKÝ ÚSTAV	Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI	Název HORNÍ ROŠT	
	Kreslil CEJPEK JAKUB	Číslo dokumentu PERSEUS1000/5	
	Schválil		
	Datum vydání 13.4.2009	List /	



NEKÓTOVANÉ SRAŽENÍ HRAN DĚR $\phi 3$: $1 \times 45^\circ$

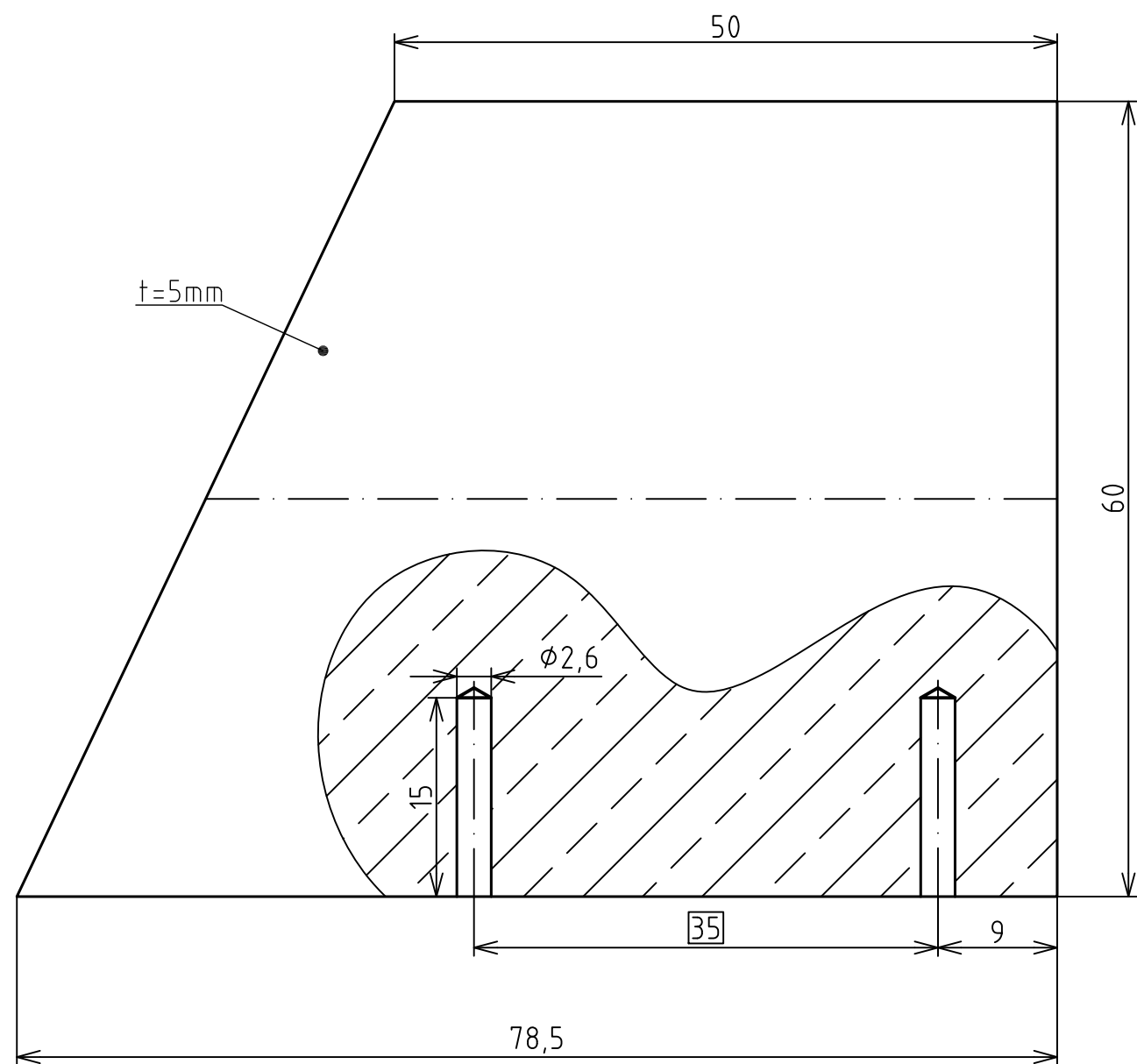
Struktura povrchu: Ra 3,2	Hrany: $\begin{matrix} -0,3 \\ +0,3 \end{matrix}$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-MH
			Tolerování ISO8015
			Promítání
Materiál EN AW-2017A T4	Polotovár $\phi 60-55$ ČSN EN 755-3	Hmotnost 0,085 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
	Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI	Název	
	Kreslil CEJPEK JAKUB	KRYT TRYSKY	
	Schválil	Číslo dokumentu	
	Datum vydání 28.03.2009	PERSEUS1000/6	
			List /




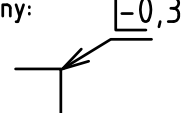
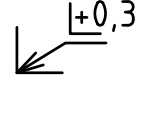


A(5:1)

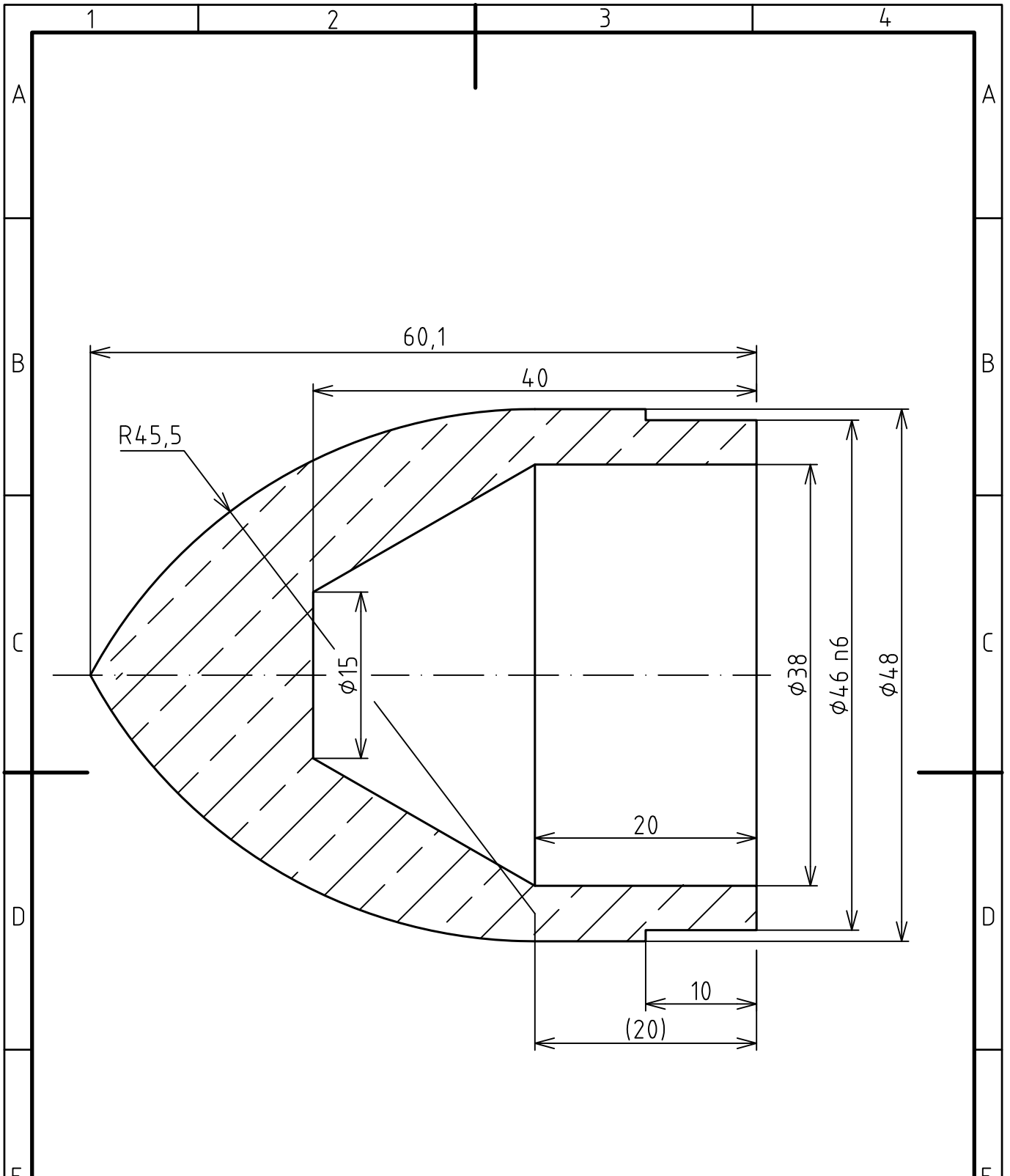
A


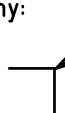


Struktura povrchu: Ra 3,2	Hrany: L-0,3 L+0,3	Měřítka 2:1	Přesnost ISO2768-mH Tolerování ISO8015 Promítání
Materiál EN AW-2017A T4	Polotovár Ø60-84 ČSN EN 755-3	Hmotnost 0,019 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
	Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI Kreslil CEJPEK JAKUB	Název NÁKLADOVÝ PROSTOR	
	Schválil Datum vydání 28.3.2009	Číslo dokumentu PERSEUS1000/7	
			List /

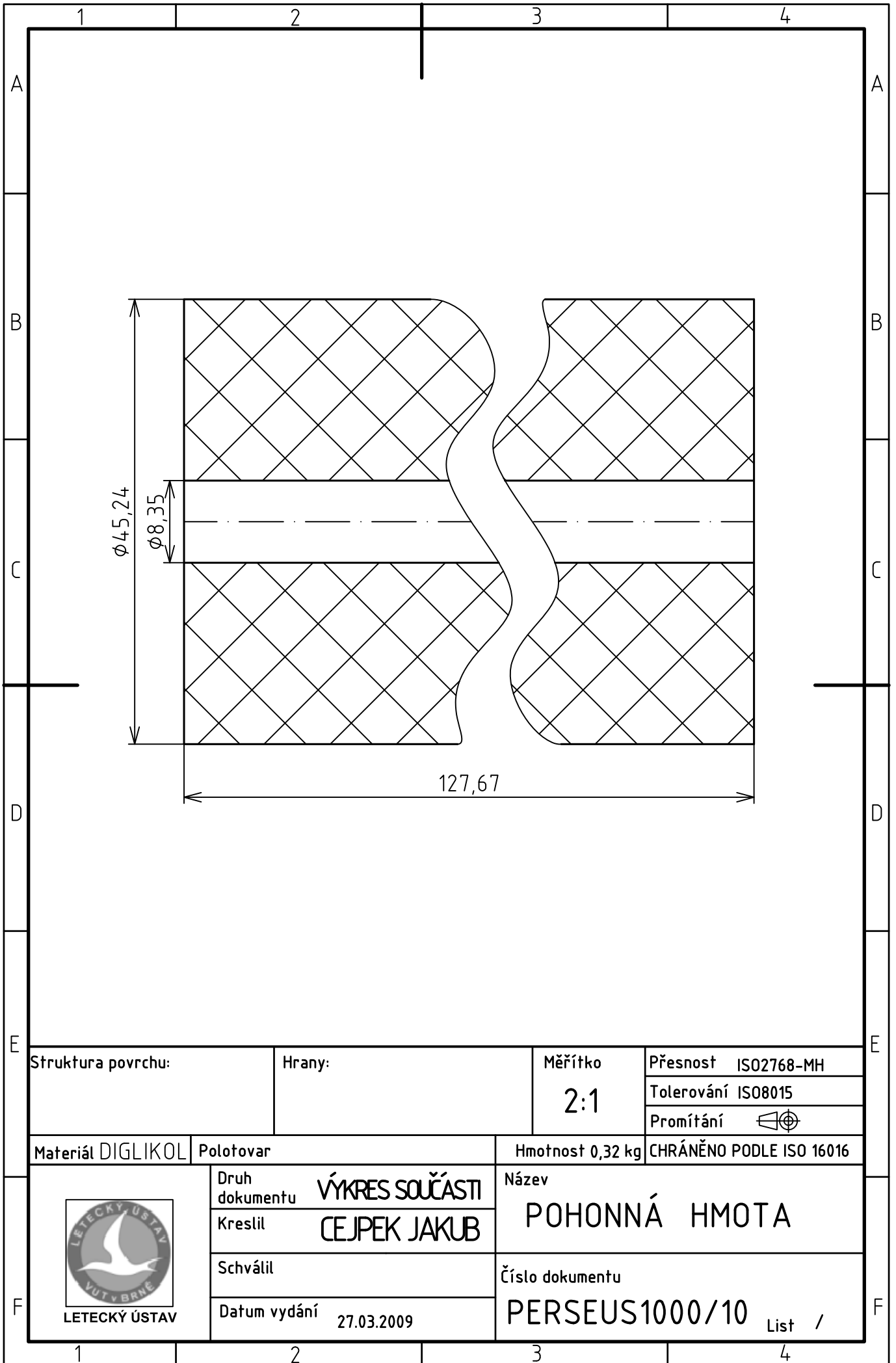


NÁBĚŽNÁ HRANA ZAOPLENA R2,5

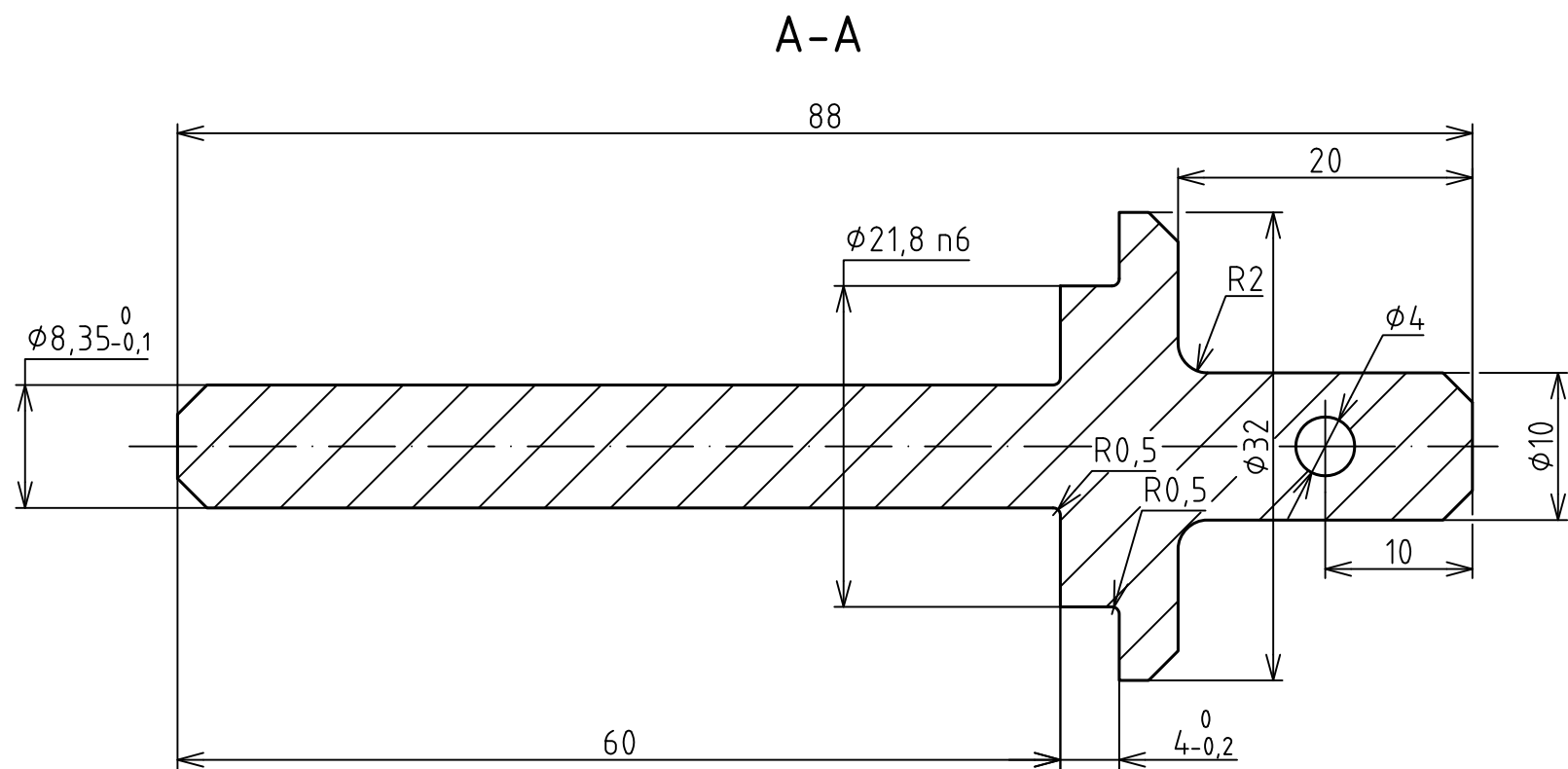
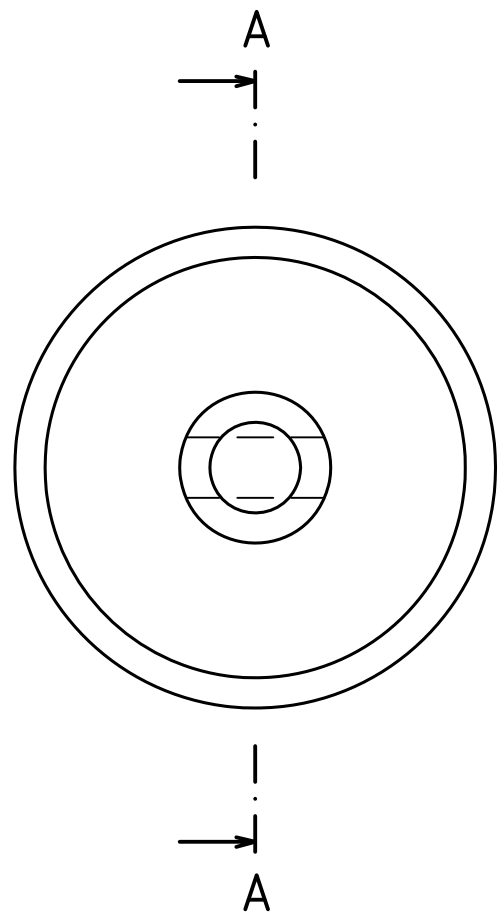
Struktura povrchu:  Ra 3,2	Hrany:  $-0,3$  $+0,3$	Měřítka	Přesnost ISO2768-mH
		2:1	Tolerování ISO8015
		Promítání 	
Materiál PLAST	Polotovary P5-65x80	Hmotnost 0,027 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
 LETECKÝ ÚSTAV	Druh dokumentu	Název	
	Kreslil	STABILIZÁTOR	
	Schválil	Číslo dokumentu	
	Datum vydání 29.03.2009	PERSEUS1000/8	List /



Struktura povrchu:  Ra 3,2	Hrany:  $\pm 0,3$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-MH
			Tolerování ISO8015
			Promítání 
Materiál PLAST	Polotovar $\phi 50-62$	Hmotnost 0,037 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
 LETECKÝ ÚSTAV	Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI	Název ŠPIČKA	
	Kreslil CEJPEK JAKUB		
	Schválil	Číslo dokumentu	
	Datum vydání 28.03.2009	PERSEUS1000/9	
			List /




Struktura povrchu:	Hrany:	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-MH
			Tolerování ISO8015
			Promítání
Materiál DIGLIKOL	Polotovár	Hmotnost 0,32 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
 LETECKÝ ÚSTAV	Druh dokumentu	VÝKRES SOUČÁSTI	
	Kreslil	CEJPEK JAKUB	
	Schválil		
	Datum vydání	27.03.2009	
		Název	POHONNÁ HMOTA
		Číslo dokumentu	PERSEUS1000/10 List /



NEKÓTOVANÉ SRAŽENÍ HRAN 2x45°

Struktura povrchu: Ra 3,2	Hrany: $-0,3$ $+0,3$	Měřítko 2:1	Přesnost ISO2768-mH Tolerování ISO8015 Promítání
Materiál 11 200	Polotovár $\phi 36-92$ ČSN 42 5551	Hmotnost 0,072 kg	CHRÁNĚNO PODLE ISO 16016
	Druh dokumentu VÝKRES SOUČÁSTI	Název TRN	
	Kreslil CEJPEK JAKUB	Číslo dokumentu PERSEUS1000/11	
	Schválil	Datum vydání 28.03.2009	
		List /	

Číslo polož	Název - označení	Polotovar	Hmot.	J	Množ.
	Výkres - norma	Materiál			
1	TRYSKA	Ø60-84 ČSN 42 5551	0,22		1
	PERSEUS1000/1	11 523			
2	ČELO	Ø60-50 ČSN 42 5551	0,2		1
	PERSEUS1000/2	11 523			
3	PLÁŠŤ		0,33		1
	PERSEUS1000/3				
4	SPODNÍ ROŠT	Ø52-10 ČSN 42 5551	0,016		1
	PERSEUS1000/4	11 523			
5	HORNÍ ROŠT	Ø52-24 ČSN 42 5551	0,09		1
	PERSEUS1000/5	11 523			
6	KRYT TRYSKY	Ø60-55 ČSN EN 755-3	0,085		1
	PERSEUS1000/6	EN AW-2017A T4			
7	NÁKLADOVÝ PROSTOR	Ø60-84 ČSN EN 755-3	0,019		1
	PERSEUS1000/7	EN AW-2017A T4			
8	STABILIZÁTOR	P5-65x80	0,027		4
	PERSEUS1000/8	PLAST			
9	ŠPIČKA	Ø50-62	0,037		1
	PERSEUS1000/9	PLAST			
10					
11	ŠROUB DO PLECHU	ST 2,9x18 ISO 7051 C-H			8
12	STAVĚCÍ ŠROUB S VNITŘNÍM ŠESTIHRANEM	M4x10-14H ČSN 02 1191			1
13					
A	POHONNÁ HMOTA		0,032		1
B	ZAŽEHOVAČ				1
C	UŽITEČNÉ ZATÍŽENÍ				

 LETECKÝ ÚSTAV	Druh dokumentu	SEZNAM POLOŽEK	Název	PERSEUS
	Kreslil	CEJPEK JAKUB		
	Schválil		Číslo dokumentu	PERSEUS1000/0K
	Datum vydání	13.04.2009		List /