

JIHOČESKÁ UNIVERZITA V ČESKÝCH BUDĚJOVICÍCH
PEDAGOGICKÁ FAKULTA

Studijní obor: měřicí a výpočetní technika

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
NÁPOROVÉ LETECKÉ MOTORY RAMJET A SCRAMJET

Vedoucí bakalářské práce:
RNDr. František Špulák

Vypracoval:
Jiří Dvořák

2008

Anotace:

Svou práci jsem zaměřil na náporové letecké motory a jejím úkolem je seznámit veřejnost s tímto druhem pohonu, jeho historií a aerodynamickými tunely, ve kterých se provádí zkoušky. V první části práce se zabývám popisem funkce motoru RAMJET a jeho historickým vývojem v několika zemích světa. Další kapitola je zaměřena na motor SCRAMJET, jedná se o hypersonický náporový motor. V kapitole 4 se zabývám projektem Hyper – X americké NASA, který měl za úkol ověřit SCRAMJET v praxi. Dále se pak zabývám vysokorychlostními aerodynamickými tunely a v poslední kapitole popisují výrobu modelu motoru SCRAMJET.

Annotation:

I focused my thesis on ramjet and their aim is to inform public with this type of drive, with history and with aerodynamics' tunnel, in those exams is done. At the first section of this thesis I concern with description of function of the ramjet and with historical evolution in several countries around the world. The next chapter is focused on the motor scramjet, it is hypersonic ramjet. At the chapter four I engaged in project Hyper – X from American NASA that has task to verify scramjet in practise. Further I worked at high-speed aerodynamics' tunnel and at the last part I describe production of the Scramjet motor's model

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma „Náporové letecké motory ramjet a scramjet“ vypracoval samostatně na základě vlastních zjištěných materiálů, které uvádím v seznamu literatury.

.....

V Táboře dne 21. 4. 2008

Poděkování:

Chtěl bych touto cestou poděkovat RNDr. Františku Špulákovi za všestrannou pomoc při vypracování bakalářské práce.

OBSAH

1. ÚVOD	6
2. NÁPOROVÝ MOTOR RAMJET	7
2.1 Historie ramjet	8
2.1.1 René Leduc	9
2.1.2 Vznik názvu	10
2.1.3 Vývoj náporových motorů ve Francii	10
2.1.4 Vývoj náporových motorů v Německu	15
2.1.5 Vývoj náporových motorů v SSSR	16
2.1.6 Vývoj náporových motorů v USA a Velké Británii	19
3. NÁPOROVÝ MOTOR SCRAMJET	24
3.1 Konstrukce a princip funkce motoru	24
3.2 Historie scramjet	25
4. HYPER – X	27
4.1 Vývoj	27
4.1.1. Vztlkové těleso	31
4.2 Lety Hyper – X	32
4.2.1 Test č. 1	33
4.2.2 Test č.2	33
4.2.2 Test č.3	33
5. VYSOKORYCHLOSTNÍ AERODYNAMICKÉ TUNELY.....	34
5.1 Supersonické tunely	34
5.2 Transsonické tunely	36
5.3 Moderní rychlostní tunely	38
5.4 Hypersonické tunely	38
5.5 Kryogenní tunely	40
6. VÝROBA MODELU	40
7. ZÁVĚR	41

1. ÚVOD

Náporové motory jsou velmi zajímavou součástí letecké historie. I když byl první návrh tohoto motoru publikován již v roce 1913, jen asi málokdo může říci že již o tomto druhu pohonu někdy slyšel.

Cílem mé práce je seznámit širší veřejnost s danou problematikou a vyrobit model průřezu motoru typu scramjet, pro názorný popis principu jeho funkce.

Jelikož problematika těchto motorů je velmi málo známa vycházel jsem převážně z odborného tisku a internetových stránek americké společnosti pro letectví a vesmír NASA.

Celou práci jsem koncipoval do čtyř hlavních bodů. V první části jsem se zaměřil na motor typu ramjet, princip konstrukce a funkce daného motoru, fyzikální popis dějů v něm probíhajících, jeho historický vývoj a využití a seznámení s jeho vynálezcem René Lorinem a René Leducem, který stál za celou řadou francouzských letadel využívajících náporového pohonu.

V druhé části se zabývám náporovým motorem scramjet pro hypersonický let. Opět jako v předchozí kapitole se zabývám principem konstrukce a funkce motoru, jeho historií a fyzikálními ději, které provází jeho provoz ve vysokých rychlostech.

Třetí část práce je zaměřena na výzkumný program, ve kterém se NASA zabývala zkouškami motoru scramjet na demonstrátoru X-43A, aby získala data pro další využití pohonné jednotky v letech do vesmíru. V této části se také věnuji pojmu vztlakové těleso a jednotlivým pokusným letům prostředku Hyper-X.

Ve čtvrté části popisuji jednotlivé vysokorychlostní aerodynamické tunely, princip funkce jednotlivých zařízení a parametry.

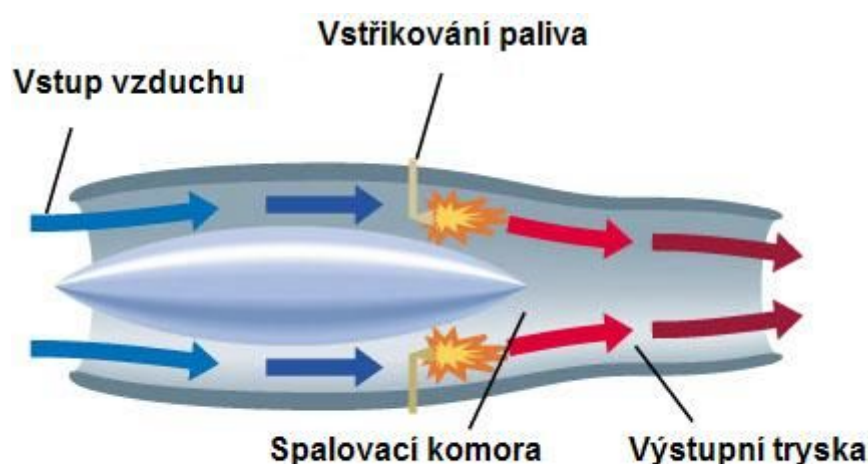
2. NÁPOROVÝ MOTOR RAMJET

Jedná se o letecký bezkompresorový letecký proudový motor, který pohání letadlo letící rychlostí v reaktivním účinkem proudu plynu jím protékajícím a urychlovaným vlivem přívodu tepla. Náporový motor má tvar přímé trubice s proměnným průřezem (obr. 2.1), orientované ve směru letu, do níž vtéká vstupním hrdlem s průřezem A_1 (m^2) relativní proud vzduchu o hmotnostním toku

$$m = A_1 \cdot \rho_1 \cdot c_1 \quad (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}) \quad (1)$$

kde ρ_1 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$) je hustota vzduchu ve vstupním průřezu, a střední rychlost vzduchu $v_1 = |v|$ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) v A_1 . Vzduch protéká nejprve difuzorem, ve kterém se mění jeho kinetická energie E_k v tlakovou E_{tlk} . Za průtoku vzduchu se do něj vpraví palivo, čímž vznikne hořlavá směs, která následně shoří ve spalovací komoře a spaliny o vysoké teplotě pak expandují v trysce a vytékají z jejího výtokového otvoru rychlostí $v_4 > v_1$ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$). [1]

V letectví se pro rychlost užívá tzv. Machovo číslo, které nemá žádnou jednotku a značí se M nebo Ma . Letadla letící rychlostí nižší než je $M < 1$ letí podzvukovou a letadla jejichž rychlost je $M > 1$ letí nadzvukovou rychlostí. Hodnota Machova čísla při zemi je přibližně $1\,225 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ a ve stratosféře (ve výšce od 11 do 50 km) je tato hodnota $1\,060 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$.



Obr. 2.1 – Průřez motorem RAMJET [12]

2.1 Historie ramjet

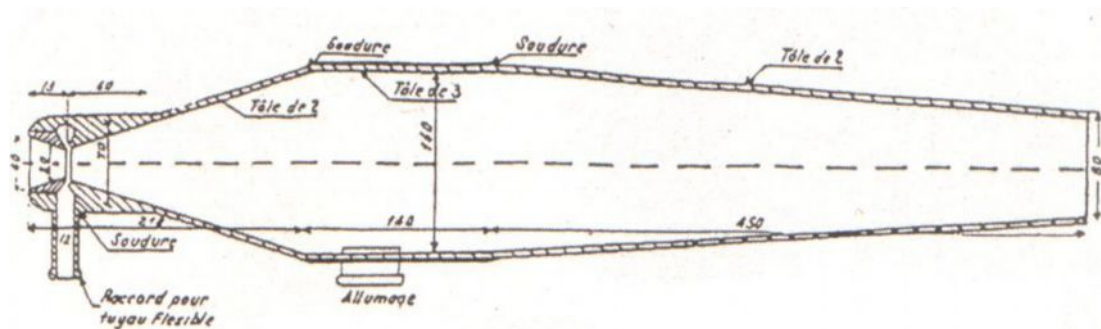
Za vynálezce náporového motoru je považován francouzský inženýr **René Lorin** (1877 – 1933, obr. 2.1.1.1) který již v roce 1913 publikoval schéma, v technickém časopise *Aérophile*, a o rok později i výkres proudového motoru, který je reprodukován na obrázku 2.1.1 Na obrázku 2.1.2 je vyobrazen průběh tlaku p (Pa), termodynamické teploty T (K) a relativní rychlosti v ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$) vzhledem k motoru. Při výpočtu se předpokládalo, že ve vstupním otvoru má vzduch přibližně tlak p_1 (Pa), hustotu ρ_1 ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$) a termodynamickou teplotou T (K) okolní atmosféry v dané nadmořské výšce, dále že se vzduch zbrzdil na konci komprese prakticky na nulovou relativní rychlost $v_2 \rightarrow 0$ a že hoření ve spalovací komoře probíhá za konstantního tlaku $p_3 = p_2$ (Pa). O expanzi v trysce se předpokládalo, že probíhá na tlak ve výtokovém otvoru $p_4 = p_1$ (Pa). Tah motoru vzniká jako výslednice tlakových sil působících na vnitřní povrchy motoru. Lze přibližně stanovit z věty o změně hybnostního toku, a to za předpokladu řady zjednodušení (např. že hmotnostní tok spalín je jen nepatrně větší než hmotnostní tok vstupujícího vzduchu $\rightarrow m_1 \approx m_4 = m$). Pak přibližně platí:

$$F \approx m \cdot (v_4 - v_1) = A_1 \cdot \rho_1 \cdot v_1 \cdot (v_4 - v_1) \quad (2)$$

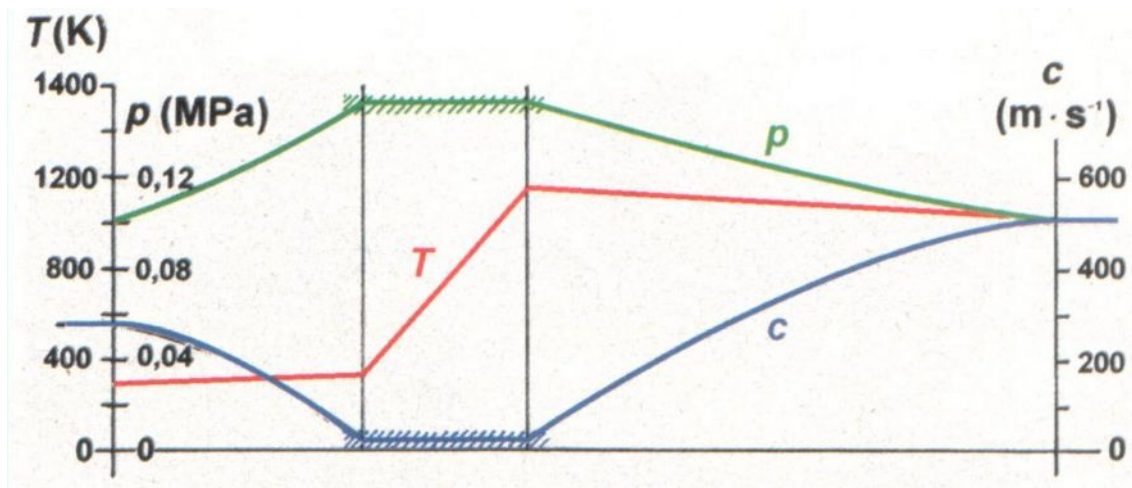
Návrh René Lorina svým tvarem vyhovuje podzvukovému průtoku trubicí. V případě nadzvukového letu ($v_1 > 331 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$) je třeba vstupní části dát profil nadzvukového difuzoru, který bývá tvarem dosti komplikovaný s ohledem na výskyt rázových vln různého druhu a expanzní části motoru tvar konvergentně – divergentní Lavalovy trysky. [1]

Výhodou náporového motoru je jednoduchá konstrukce. Kromě vstřikování paliva nepotřebuje žádné pohyblivé součásti.

Nevýhodou je však to, že je schopen provozu jenom při dostatečně velké rychlosti letu (do ní musí být uveden vhodným urychlovačem, kterým může být konvenční motor jako je např. proudový s kompresorem a turbinou, nejčastěji to bývá raketový motor). Náporový motor rovněž není vhodný k nízkým letovým rychlostem. Motor začíná pracovat teprve při rychlosti dvakrát až třikrát než je rychlost zvuku, kdy jeho účinnost začíná převyšovat účinnost kompresorového motoru. Tím je však vymezena oblast jeho praktického využití.



Obr. 2.1.1 – Lorinův náčrtek náporového motoru [1]



Obr.2.1.2 – Průběh tlaku [1]

2.1.1 René Leduc (* 24.4.1898 - † 9.3.1968, obr. 2.1.1.2)

Narodil se v rodině kočího ve francouzském městě Saint – Germain – Les Corbeil. I přes jeho zájem o studium se stal pouze automechanikem a středoškolské vzdělání si doplnil až za války, kdy studoval na dělostřelecké důstojnické škole, po válce získal inženýrský titul na L'École Supérieure de l'Electricité. Začínal v celulózce v rakouském Würzu a následně získal zaměstnání v leteckých závodech Breguet, kde jeho úkolem byly pevnostní výpočty. Jelikož měl široký okruh technických dovedností a zájem o teoretickou fyziku začal se zaměřovat na mechaniku kontinua. U firmy Breguet se podílel na vývoji utajovaného letounu Br. 27 „Tout Acier“ (což znamená „celoocelový“, i když byl jeho plášť z větší části tvořen durallem), jednalo se o dvoumístný jednomotorový sesquiplan s pokud možno nerušenou možností střelby směrem dozadu. Kvůli tomuto požadavku byla zadní část trupu zdegenerována v tenký a nízko umístěný nosník ocasních ploch. Právě pevnostní výpočet této části letounu byl Leducovým úkolem. Leduc zjistil, že tehdejší výpočtové metody neumožňují splnění tohoto úkolu, a proto vypracoval vlastní teorii krutu prizmatických nosníků s otevřeným

i uzavřeným profilem (podloženou experimenty) i výpočtovou metodikou, což se stalo tématem jeho disertační práce, kterou obhájil v roce 1929. Při této příležitosti se Leduc seznámil s profesorem Jeanem Villeyem, odborníkem na tepelné stroje, který se stal v budoucnosti jeho odborným protektorem. Pevnostní výpočty se staly ještě na dlouho Leducovým zdrojem obživy, jeho odborný zájem se však přeorientoval na termodynamiku proudové propulze letadel.



Obr. 2.1.1.1 – René Lorin [8]



Obr. 2.1.1.2 – René Leduc [8]

2.1.2 Vznik názvu

Ve Francii se původně nazýval tento motor například „la tuère thermopropulsive“ či „thermopropulseur“, po válce se ujal název „statoreacteur“. Němci jej za války a následně i po nazývali po vynálezci „Loin - Triebwerk“. V Čechách se ujalo označení „athodyd“, což vzniklo z anglického „Aero – **thermodynamic duct**“. Názvy z pozdější doby lépe vystihují fyzikální podstatu motoru. Tlakový rozdíl $p_2 - p_1$, který je získán v difuzoru úplným zpomalením proudu vzduchu se v dynamice plynů nazývá „dynamický tlak“, v němčině „Staudruck“, v ruštině „skorostnyj napor“ (rychlostní tlak) a v angličtině se tomuto procesu energetické přeměny říká „ramming“. Z těchto názvů vznikly současné „Staustahltrieb“ a „ramjet“. [1]

2.1.3 Vývoj náporových motorů ve Francii

Na přelomu 19. a 20. století se ve Francii objevilo hned několik projektů a patentů proudových motorů, z nichž se u některých objevilo využití dynamické komprese. Mimo Lorina to byli například Charles de Louvriée, Robert Renault – Pelterie, Fabrice H. Mélot a další. Zcela mimořádným vynálezcem byl francouzský

výzkumník a konstruktér René Leduc (1898 - 1967), který byl elektrotechnickým inženýrem ve firmě Bréguet zabývající se výrobou a vývojem letadel, později jako samostatný podnikatel – výzkumník, pracoval od roku 1930 zpočátku jen teoreticky, experimentálně a později i konstrukčně na vývoji náporového motoru, který byl blízký Lorinovu principu, avšak s tím rozdílem, že tvořil integrální součást letadla. Maketa jeho letadla se objevila na pařížském aerosalónu v roce 1930. To již byl podporován firmou Bréguet při vývoji a stavbě svého letadla. Charakteristickým znakem jeho letadel, byla pilotní kabina umístěná ve vstupním kuželu difuzoru. Když přišla válka, v níž byla Francie poražena, prchal Leduc se svým rozestavěným prototypem do Toulouse, kde byl však dostižen Němci, kteří si jeho konstrukci, postiženou bombardováním atd., důkladně prohlédli. Z letadla nesoucího typové označení Leduc 010 (obr. 2.1.3.1) se stal, jak Francouzi podotýkají, „nejdéle vyvíjeným prototypem na světě“. Letadlo poprvé odstartovalo ke samostatnému letu 21. dubna 1949. První lety začali již v roce 1946, to však byl letoun nesen na hřbetu dopravního letounu SE-161. Technické parametry letounu Leduc 010 jsou uvedeny v tabulce 1.

Tabulka 1

Typ	Rozpětí [m]	Délka [m]	Výška [m]	Nosná plocha [m²]	Nejvyšší letová hmotnost [kg]	Nejvyšší dosažená rychlost [M]	Nejvyšší dosažená výška [m]
Leduc 010-03	10,25	10,25	3,4	16	3 000	0,82	12 000

Další typy Leduc 021 (obr. 2.1.3.2) a 022 (obr. 2.1.3.3) byly projektovány už s ohledem na supersonické podmínky, ve kterých teprve uplatní náporový motor své výhody. Leduc 022 měl již možnost samostatného startu, protože do jeho trupu byl namontován kompresorový proudový motor ATAR o tahu 22 kN. Tento letoun byl projektován na rychlost $M = 2,5$, avšak podařilo se mu dosáhnout rychlost pouze $M = 1,05$. Schéma tohoto letounu je na obrázku 2.2.1.2, ze kterého jsou patrné typické znaky nadzvukového náporového motoru. Funkci difuzoru zastává kužel ve vstupním otvoru jakožto generátor primární šikmé kompresní rázové vlny. Další tvarování spolu

s odsáváním zajišťuje energeticky příznivý průběh komprese v dalších rázových vlnách. Roku 1958 byl celý projekt Leduc zastaven, protože stíhačky s klasickým kompresorovým motorem jej ve výkonech překonávaly. I když nebyly prototypy Leduc 021 a 022 uvedeny do provozního stádia, měli ve Francii řadu prvenství jako např. konstrukce křídel ze dvou frézovaných polovin, ovládání mezní vrstvy ve vstupní části k motorům, odhazovací přetlaková kabina snášená padákem, použití titanu a teflonu, systémy vstřikování paliva velkého výkonu atd.

V počátcích nadzvukové éry se francouzští konstruktéři pokusili využít prvků ze stroje Leduc 022 v konstrukci nadzvukových stíhaček. Jedním z výsledku snažení byl typ Nord 1500 Griffon (obr. 2.1.3.4 a 2.1.3.5) vyvíjený od roku 1953 do roku 1961. Jednalo se o dvumotorový středoplošník typu kachna s trojúhelníkovitým křídlem i kachními plochami. Hlavní část kombinované pohonné jednotky tvořil náporový motor o tahu 70 kN při rychlosti $M = 1$, ten zaplňoval větší část trupu, který měl velký eliptický vstup. Ke vzletu sloužil samostatný kompresorový proudový motor SNECMA Atar 101 E-3 p tahu 70 kN. První prototyp tohoto letounu dosáhl rychlosti $M = 1,3$ a druhý prototyp jako první francouzské letadlo překonalo v roce 1958 rychlost odpovídající $M = 2$. Téhož roku dosáhl stejný stroj rychlosti $2\,330\text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ což odpovídá rychlosti $M = 2,13$. Podrobné technické údaje jsou uvedeny v tabulce 2. Jeho vývoj byl zastaven koncem padesátých let ze stejných důvodů jako Leduc 022.

Tabulka 2

Typ	Rozpětí [m]	Délka [m]	Nosná plocha [m ²]	Nejvyšší letová hmotnost [kg]	Nejvyšší dosažená rychlost [M]	Nejvyšší dosažená výška [m]
Nord 1500 Griffon	8,12	15,72	32,14	7 300	2,13	15 000



Obr. 2.1.3.1 – Leduc 010 [24]



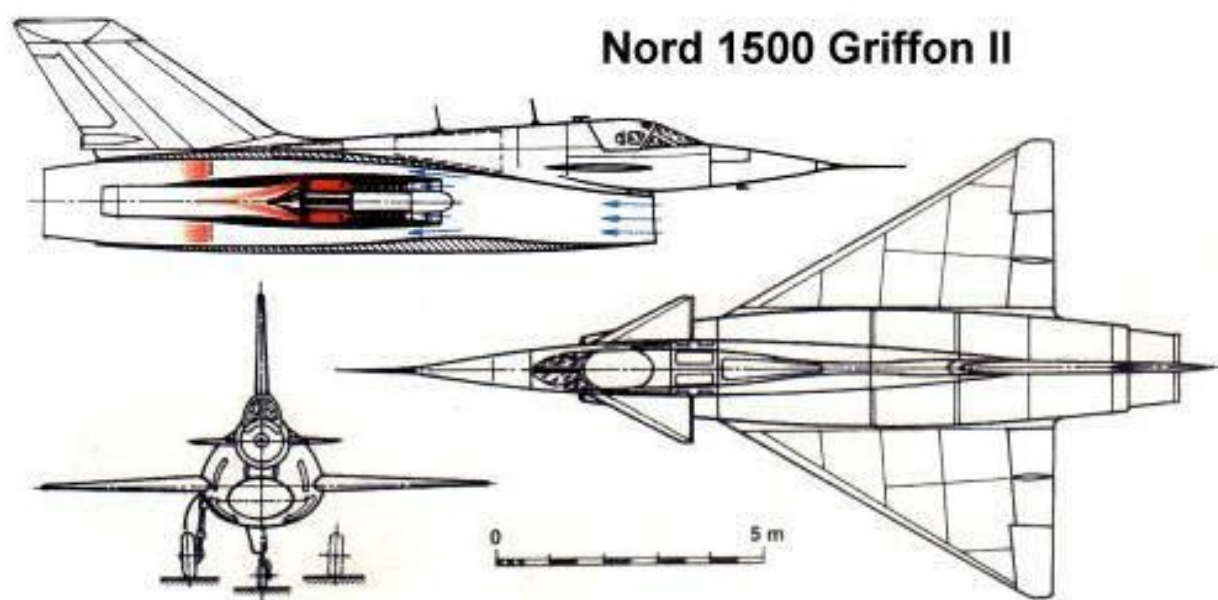
Obr. 2.1.3.2 – Leduc 021 [24]



Obr. 2.1.3.3 – Leduc 022 [13]



Obr. 2.1.3.4 – Nord 1500 Griffon II [24]

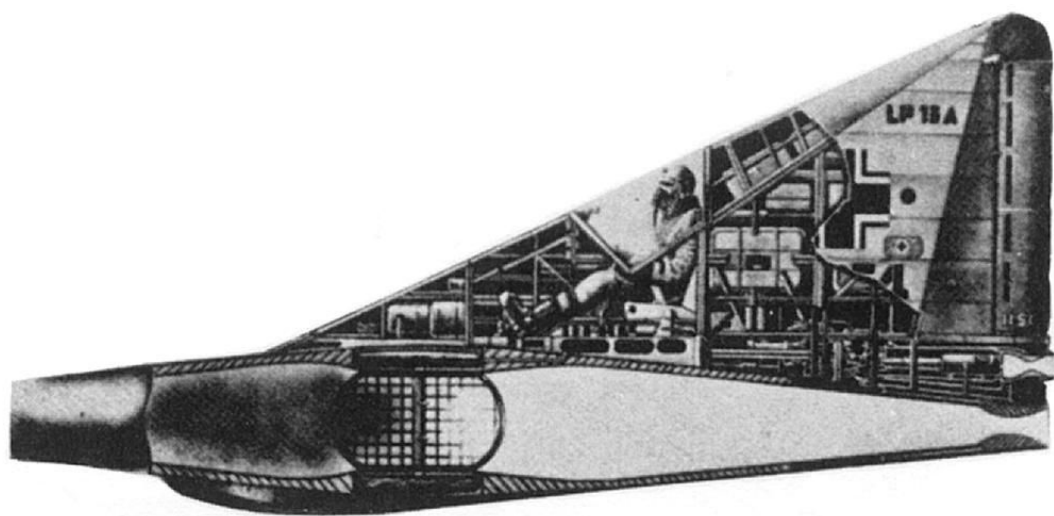


Obr. 2.1.3.5 – Schéma letounu Nord 1500 Griffon II [14]

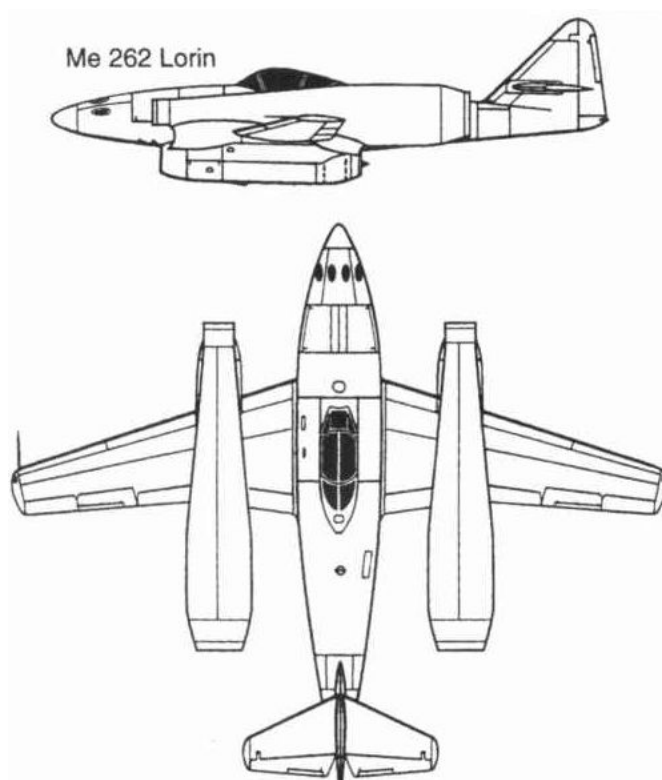
2.1.4 Vývoj náporových motorů v Německu

Zájem o reaktivní propulzi mezi mladšími německými vědci a techniky vzbudila propagandistická práce profesora Hermanna Obertha (1854). Díky tomu v Německu již před válkou došlo ke vzletu raketoplánu a plošníku s kompresorovým proudovým motorem. V obou případech se jednalo o stroje firmy Heinkel. Během války soustředili Němci svůj zájem na náporové motory, a to především protože po obsazení Francie se dostal do rukou konstruktérů Leducův rozestavěný prototyp. Začali tedy v DVS vyvíjet vlastní zkušební náporový motor pod vedením Dr. Eugena Sängera (1905 - 1964). Při letových zkouškách byl tento motor upevněn na trupu bombardéru Dornier Do 217. Dále byly zkoušeny různé druhy paliv, vedle kapalného se prováděly testy s uhelným prachem a teoretické úvahy se týkali kromě vodíku i atomového ohřevu. Koncem války bylo praktické využití již blízko reality. Téměř každá firma vpracovávala projekty letadel i zbraňových systémů, ve kterých byl náporový motor významným prvkem. Na obrázku 2.1.4.2 je vyobrazen záměr přimontovat na stíhačku Messerschmitt Me 262 dvojici Sängerových náporových motorů nad proudové typu Jumo 004. Vývojem stíhačky s tímto typem pohonu se zabývala i pražská konstrukční kancelář Škoda – Kauba. Letoun s názvem SK P-14 byl vybaven týž Sängerovým motorem. Dalším projektem je deltovitý stroj P-13 (obr. 2.1.4.1) Dr. Alexandera Lippische. Ten dospěl k představě zploštit Sängerův náporový motor ke svému projektu „Triebflügel“ právě pro

P-13, na kterém pracoval po několik roků v Německu a následně po válce v USA.



Obr. 2.1.4.1 – Lippisch P-13 [17]



Obr. 2.1.4.2 – Messerschmitt 262 s náporovými motory [11]

2.1.5 Vývoj náporových motorů v SSSR

Vývoj náporových motorů v SSSR (dnes Rusku) je dodnes téměř neznámý. Tamním ideovým zakladatelem reaktivního pohonu a kosmonautiky byl K. E. Ciolkovskij. Generace jeho žáků a následovníků začaly realizovat jeho představy. Po stabilizaci porevoluční poměrů to byly i oficiální instituce a výzkumné ústavy, které se zabývaly převážně vývojem raket pro vojenské a výzkumné účely. Při organizaci OSOAVIACHIM vzniklo několik skupin GIRD (Grupa izučenijsa reaktivního dviženija). Tam také byla na prvním místě raketová technika, avšak v programu 3. brigády GIRDu vedené J. A. Pobědonoscevem se objevuje úkol, který se týká vývoje střely s náporovým motorem. Objevují se i teoretická pojednání o náporových motorech a to již v roce 1929 termodynamicky pojatá práce Stěčkinova a roku 1932 Canděrův návrh na spojení náporového a raketového motoru v kombinovaný motor. V poválečné době bylo zjištěno, že za války se konaly pokusy s pomocnými náporovými motory pro stíhačky. Například konkrétně pod spodní křídlo Polikarpovovy „Čajky“ I-153 (obr. 2.1.5.1) byly zavěšeny dva pomocné náporové motory Herkulovy konstrukce DM-2 s průměrem 400 mm, které zvyšovaly rychlost z $350 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ na $380 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. Dále se pak prováděly pokusy i na letounech JAK-7 (obr. 2.1.5.2) a Lagg-3. Avšak tento vývoj měl

v tehdejší Sovětské svazu malou publicitu a byl pokládán jen za vedlejší linii vývoje.

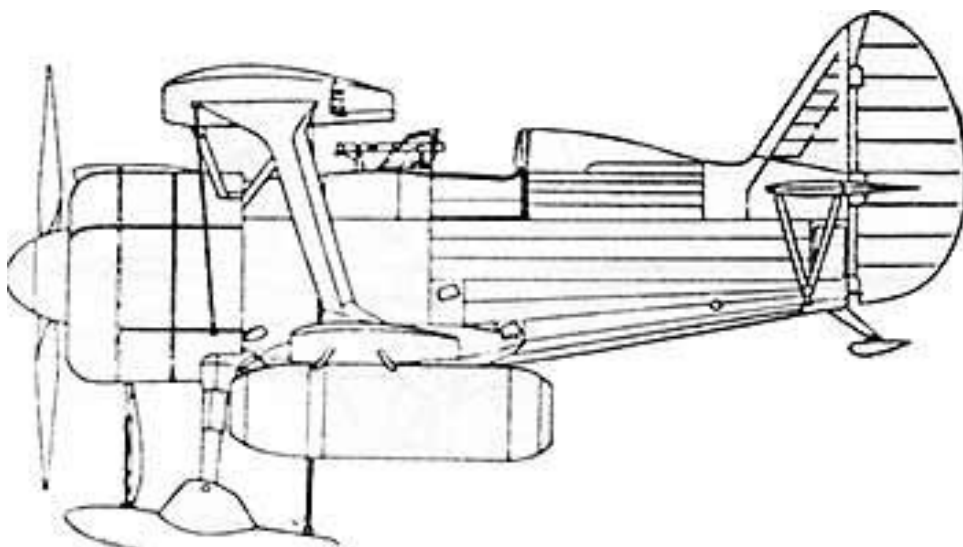
Poodhalení vývoje během studené války, však přinesla mnohá překvapení. Ukázalo se že v padesátých letech dvacátého století vznikly v SSSR nejméně dva mezikontinentální komplexy s reaktivním pohonem. Jednalo se o střely La-350 Burja a M-40 Buran (obr. 2.1.5.3), obě byly dvoustupňové rakety jejichž první stupeň tvořily urychlovací raketové bloky a druhým stupněm byla letounová střela poháněná náporovým motorem, která létala vysokou nadzvukovou rychlostí ve stratosféře a byla naváděna inerciální a astronomickou soustavou.

U prostředku La-350 Burja tvořily první stupeň dva mohutné raketové motory a druhý stupeň měl tvar supersonického letounu s křídlem o šípů náběžné hrany 70° , s křížovými ocasními plochami a aerodynamickým řízením. Trup měl válcový trup, který měl v ose náporový motor, dále byly kolem vzduchovodu rozmístěny palivové nádrže. Navigační systém byl umístěn v centrálním kuželu výstupního hrdla. Tato střela startovala ve vertikální poloze, což jí umožňovalo například vzlet z železniční startovací rampy a mohla nést jadernou bojovou hlavici o hmotnosti 2,35 t. Konstrukční práce trvaly asi tři roky a následně byla v letech 1958 až 1969 raketa zkoušena na kosmodromu Kapustin Jar. Celkem bylo v Sovětské svazu postaveno 17 či 18 exemplářů této střely, přičemž tři starty skončily havárií. Při dalších vzletech se prodlužovala doba letu z několika sekund až do letu dlouhého 6 500 km a maximální rychlosti $3\,500\text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$.

Střela M-40 Buran měla podobnou konstrukci jako výše zmíněná La-350 Burja. První stupeň byl tvořen čtyřmi návěsnými raketami na KPL (Kerosén, kapalný kyslík), které měly průměr 1,2 m a délku 19,1 m. Druhý stupeň měl rovněž tvar supersonického letounu s šípovým křídlem, křížovými ocasními plochami s aerodynamickými kormidly. K pohonu byl použit náporový motor o tahu 106 kN, jenž byl uložen v ose trupu o průměru 3 m a délce 23,3 m. Tento bojový systém měl dosahovat rychlosti $M = 3,1$ a nést bojovou hlavici o hmotnosti 3,5 t. Letová výška dosahovala okolo 20 000 m, dolet 6500 km. Vývoj letounových střel byl na konci padesátých let zastaven.

Dalším sovětským bojovým systémem využívajícím náporový motor byla například střela 2K11 Krug, která byla vyvíjena koncem padesátých let minulého století. Tato střela měla zasáhnout manévrující cíl letící rychlostí až $2\,000\text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ ve výšce 3 000 až 25 000 m. Opět se jednalo o dvoustupňovou střelu. První stupeň tvořily čtyři raketové urychlovače a druhý stupeň odpovídal zeštíhlenému trupu střely La-350

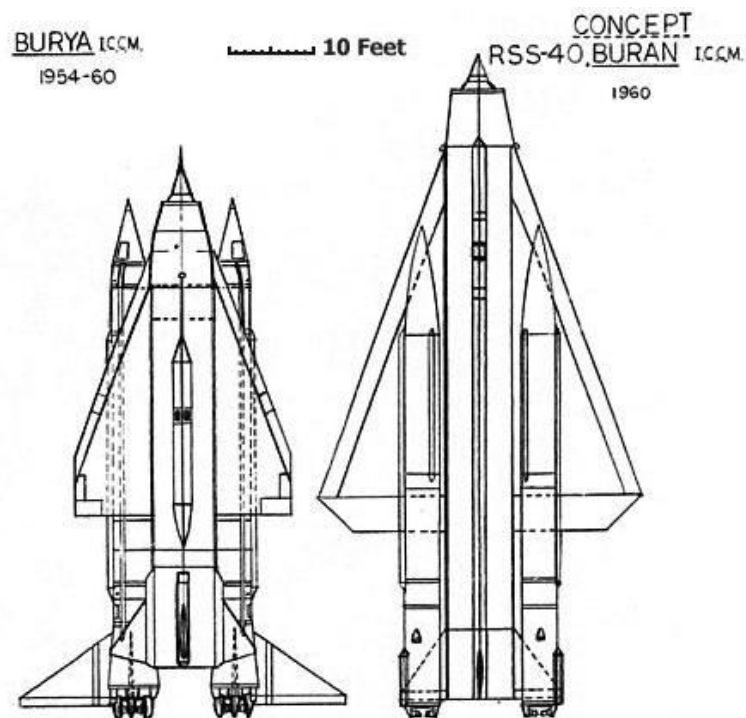
Burja. V ose válcového trupu byl vzduchovod náporového motoru. Ve výstupním kuželu nadzvukového difuzoru byl uložen naváděcí, řídicí systém a bojová hlavice o hmotnosti 150 kg. V obvodu trupu byly uloženy prstencové nádrže a v zádi střely byla umístěna spalovací část náporového motoru připomínající francouzský systém Leduc. K manévrování byla střela vybavena křížovými natáčecími křídly ve střední části trupu a křížovými ocasními plochami. Podobnou konstrukci měl i menší protiletadlový komplex 2K12 Kub, jehož startovací stupeň byl přiřazen k náporovému stupni sériově. Těmito raketovými prostředky disponovala i Československá lidová armáda. [1]



Obr. 2.1.5.1 – Polikarpov I-153 „Čajka“ [20]



Obr.2.1.5.2 – Jak 7 [9]



Obr. 2.1.5.3 – Raketové střely Burja a Buran [14]

2.1.6 Vývoj náporových motorů ve Velké Británii a v USA

Ve Velké Británii byli vědci, v meziválečném období, velmi zaujati vývojem kompresorových proudových motorů a náporovým motorům nebyla věnována pozornost. První zprávy o střelách poháněných „athodydy“ se objevily až koncem války. Ve Spojených Státech se vývojem náporových motorů zabývali na Hopkinsově univerzitě ve Washingtonu kolem roku 1944. V tomto období se začali vědci v Langleyově laboratoři zabývat projektem letadla s těmito motory. Známými se však staly koncem čtyřicátých let motory Roye Maquardta, které byly principiálně shodné s Lorinovými projekty a staršími návrhy Leduca. Tyto ramjety pomáhaly pohánět například první sériově vyráběnou stíhačku v USA Lockheed P-80 Shooting Star, kdy byly umístěny na koncích křídel místo přídavných palivových nádrží (obr. 2.1.6.1).

Další zajímavý pokus o nekonvenční využití náporových motorů uskutečnila v roce 1947 firma McDonnell Aircraft Corporation v Saint Louis stát Missouri. Vyvinula miniaturní náporový motůrek o hmotnosti pouhých 4,5 kg. Dva tyto motory byly připojeny na konce listů nosného rotoru s průměrem 5,5 m, který nesl malý jednosedadlový vrtulník zvaný „Little Henry“ (obr. 2.1.6.2 a obr. 2.1.6.3). Vrtulník s tímto pohonem nepotřebuje žádné vyrovnávání reakčního momentu a je tedy

konstrukčně velmi jednoduchý. Minimální potřebná obvodová rychlost byla $185 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a maximální $250 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Vzletová hmotnost stroje byla 275 kg.

Později byl v USA věnováno vývoji náporových motorů mnoho pozornosti a dosaženo mnoho úspěchů. Bylo například zvažováno umístění náporového motoru do raketoplánu X-15, nebo do řízených střel různého určení. Největší úspěch ramjetů byla jejich montáž do tajemného výzvědného letounu společnosti Lockheed s označením SR-71 „Blackbird“ (obr 2.1.6.4 a 2.1.6.5). Letoun s označením SR-71A v roce 1976 vytvořil absolutní rychlostní rekord tím, že dosáhl rychlosti $3\,529,55 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$, který není dodnes překonán. Stejného roku získal tentýž typ rekord ve vodorovném letu letadel závislých na atmosféře dosažením výšky 25 929,03 m. Avšak při neoficiálních letech toto letadlo dosáhlo ještě větších hodnot a byly získány mnohé poznatky spadající do hypersonické aerodynamiky. Bližší informace o tomto stroji jsou v tabulce 3.

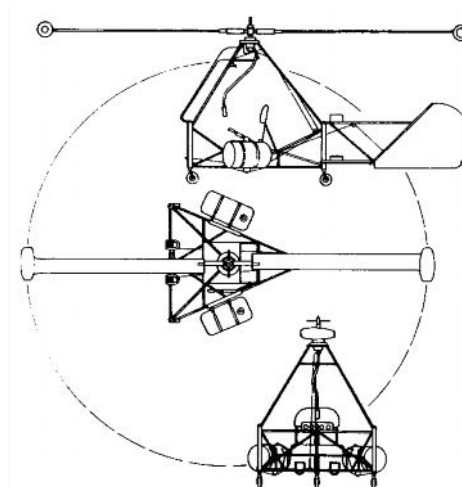
Nejzajímavějším na tomto stroji jsou však pohonné jednotky Pratt & Whitney 58 s přídavným spalováním o tahu 147 kN. Jedná se o kombinaci kompresorového a náporového motoru, pro který se ujal název „turbonáporový“. Jádrem této pohonné jednotky tvoří jednohřídelový kompresorový proudový motor s hořákem přídavného spalování. Ten je uložen do kanálu mezidruhového průřezu, kterým zároveň protéká vzduch. Jak proud plynů z motoru, tak proud vzduchu jsou propojeny různými dvířky, uzavěrkami a podobně. Všechna tato propojení jsou ovládána regulačním systémem a právě přestavitelnost vstupní a výstupní partie spolu s tímto ovlivňovaným obtokem mění druh motoru. Přestavením se ze vstupní partie stane nadzvukový difuzor a výstupní tryska se změní v supersonickou Lavalovu trysku přičemž otékající proud spolu s hořákem přídavného spalování vytvoří z vnějšího kanálu náporový motor. Na obrázku 2.1.6.6 je motor vyobrazen v proudové konfiguraci a na obrázku 2.1.6.7 pak v konfiguraci náporové. [19]

Tabulka 3

Typ	Rozpětí [m]	Délka [m]	Nosná plocha [m ²]	Nejvyšší letová hmotnost [kg]	Nejvyšší dosažená rychlost [M]	Dolet [km]	Nejvyšší dosažená výška [m]
Lockheed SR – 71 Blackbird	16,9	32,7	167,22	77 111	3,42	4 800	25 929,03



Obr. 2.1.6.1 – Lockheed P-80 Shooting Star [14]



Obr. 2.1.6.2 – McDonnell Little Henry [14]



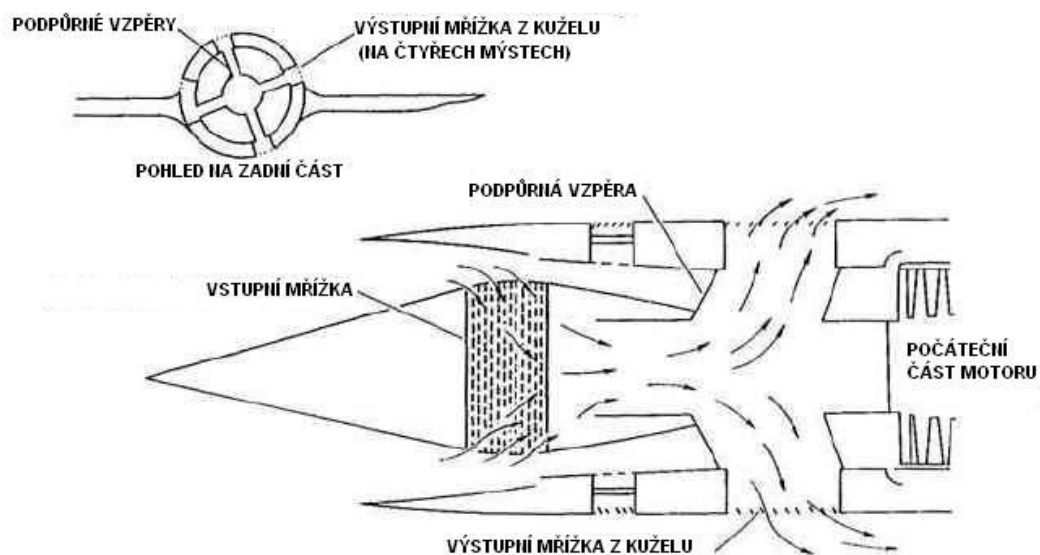
Obr. 2.1.6.2 – McDonnell Little Henry [14]



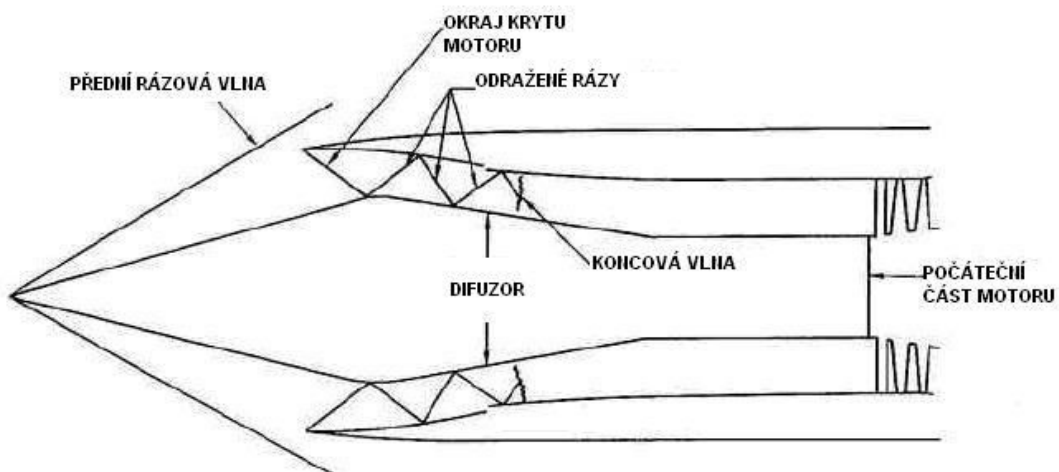
Obr.2.1.6.3 – Lockheed SR-71 Blackbird [19]



Obr. 2.1.6.4 – Lockheed SR-71 Blackbird [16]



Obr. 2.1.6.5 – Průřez pohonnou jednotkou Patt & Whittney J-58 – proudová konfigurace [19]



Obr. 2.1.6.6 Průřez pohonnou jednotkou Patt & Whittney J-58 – náporová konfigurace [19]

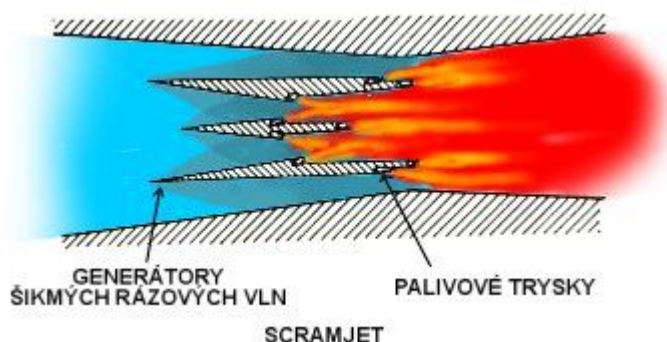
3. NÁPOROVÝ MOTOR SCRAMJET

(Supersonic Combustion Ramjet)

Jedná se o modifikovaný náporový motor, který se liší od motoru ramjet tím, že proudící vzduch je zbrzděn na difuzéru pouze na nadzvukovou rychlost, nikoli podzvukovou, jak je tomu u ramjetů. Jako paliva se používá zejména vodíku a to proto, že ve směsi se vzduchem rychle hoří. Aerodynamiku motoru je potřeba navrhnout tak, aby vstříkovaný vodík dohořel ještě v motoru a nedohořival mimo něj, což by vedlo k energetickým ztrátám. Scramjet je vhodný v oblasti hyperzvukových rychlostí, tj. při rychlostech převyšujících pětinasobek rychlosti zvuku tedy $M = 5$.

3.1 Konstrukce a princip funkce motoru

Konstrukčně je tento motor velmi jednoduchý jelikož neobsahuje žádné pohyblivé díly (kompresor a turbína), jako u běžných proudových motorů. V motoru se nachází pouze difuzér, který slouží ke kompresi vzduchu, tedy k přeměně kinetické energie plynu na energii tlakovou (obr. 3.1.1). V běžném náporovém motoru dochází k tomu, že tlak v difuzéru roste z hodnoty p_1 okolí na vstupu na hodnotu p_2 na výstupu, přičemž klesá rychlost proudění obvykle až na nízkou podzvukovou. Největším problémem je však že teplota T_1 silně stoupá na teplotu T_2 , při níž stoupá přívod tepla při rovnotlakovém spalování. Poměr teplot T_2/T_1 při vysokých nadzvukových rychlostech dosahuje značně vysokých hodnot viz. tabulka 4. [4]



Obr. 3.1.1 – Průřez motorem SCRAMJET [15]

Tabulka 4

Rychlost letu M	T_1/T_2
5	6
10	20

Tento prudký nárůst teploty je však nepřijatelný z hlediska pevnosti materiálu a chemické stability vstřikovaného paliva. Proto u scramjetu dochází ke stlačování vzduchu na nižší tlak avšak spalování probíhá v proudě, který má nadzvukovou rychlost, čímž nedochází k prudkému nárůstu teploty.

3.2 Historie scramjet

Historie kolem vývoje scramjetů je dodnes velmi záhadná, protože se jedná o technologii s velkou budoucností co se týče letů do vesmíru. Je známo že se vývojem scramjetů zabývá již od šedesátých let Národní úřad pro letectví a vesmír – NASA v USA, dále pak francouzská společnost ONERA, Rusko vyvíjí prostředek IGLA (obr. 3.2.1), jehož první let je plánován na rok 2008. Již dříve se ruští vědci zabývali scramjety a to na prostředku GLL–31 (obr. 3.2.2). Dále Rusko uvolnilo několik informací o tom, že disponuje hypersonickým modulem schopným nést bojovou hlavici, dle tvrzení tamní vlády tato „Hypersonická hlavice“ dosáhla rychlosti letu odpovídající $M = 14$, tato hlavice může být součástí střely RS-12 M1/M2 Topol M, která je považována za nejlepší střelu na světě a údajně ji nelze zneškodnit žádnou protiraketovou obranou. Vývojem hypersonické pohonné jednotky se však zabývá i Japonsko a Austrálie, konkrétně jde o projekt Queenslandské univerzity nesoucím název HyShot, který spočívá v osazení raket motorem scramjet.



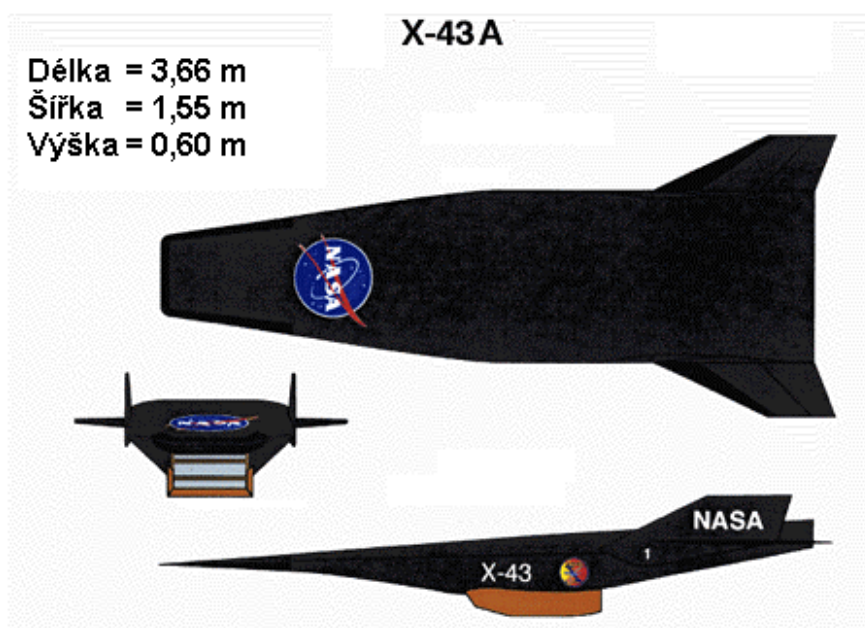
Obr. 3.2.1 – Maketa prostředku IGLA [21]



Obr. 3.2.2 – Maketa GLL-31 [21]

4. HYPER - X

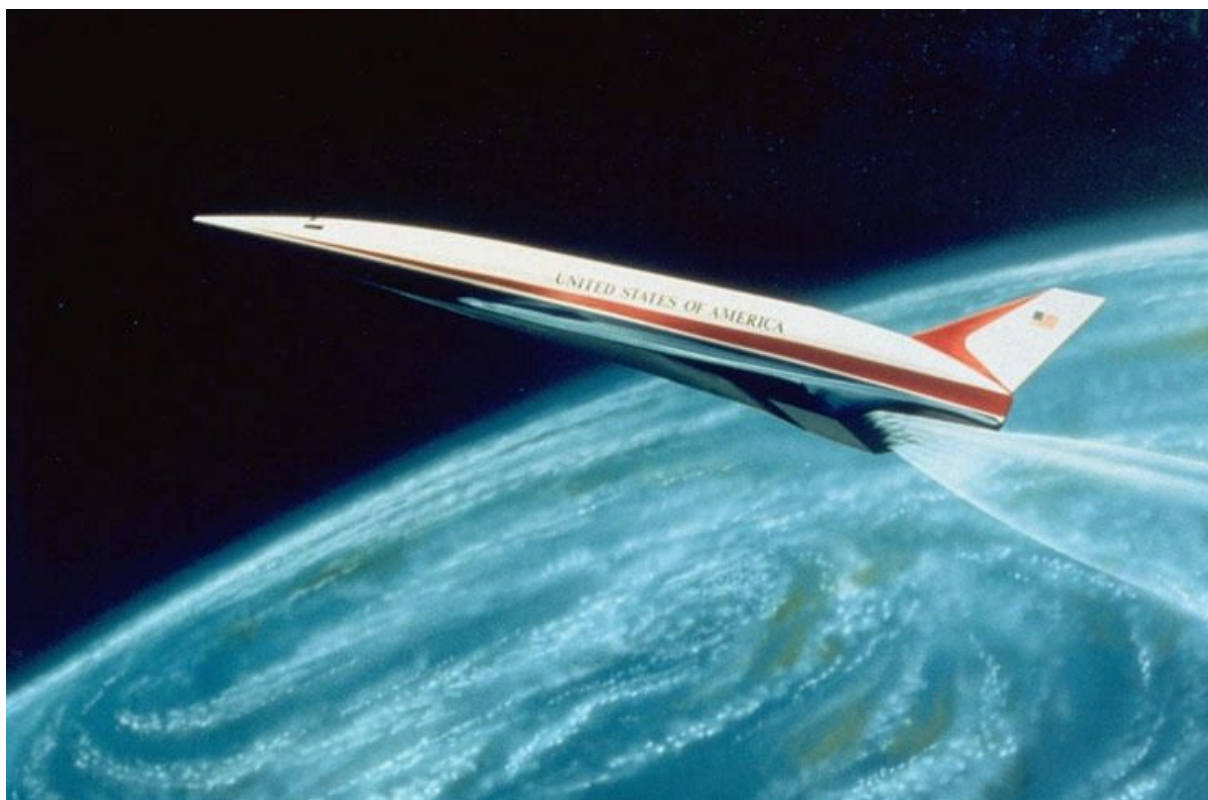
Projekt Hyper X byl výzkumným počinem americké NASA a měl za úkol ověřit pohonnou jednotku typu scramjet na demonstrátoru, u kterého bude sloužit jako hlavní pohonná jednotka. Tento letoun nesl označení X-43A (obr 4.1) a měl být schopen letu v atmosféře rychlostí odpovídající desetinásobku rychlosti zvuku tedy $M = 10$. Technická data demonstrátoru jsou uvedena v tabulce 5.



Obr.4.1 – X-43A [16]

4.1 Vývoj

Vývoj tohoto prostředku započal v roce 1996 a trval poměrně krátkou dobu, protože bylo použito mnoho poznatků z předešlých projektů NASA jako byl například výzkum tzv. Space shuttle (kosmický prostředek schopný přistát na Zemi pomocí klouzavého letu - raketoplán). Nejednalo se však o první návrh hypersonického prostředku, jelikož ještě před X-43A existoval projekt NASP (National Aerospace Plane) a ten měl za úkol vyvinout hypersonický dopravní prostředek, který je vyobrazen na obrázku 4.1.1. Tento záměr však ztroskotал na technické náročnosti a financování.



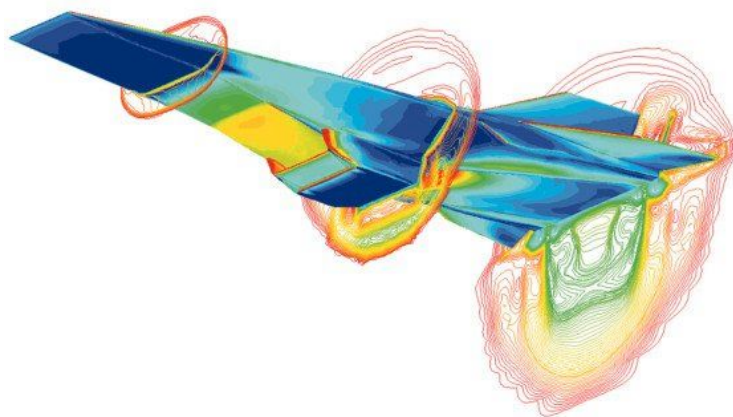
Obr. 4.1.1 – Kresba hypertonického dopravního prostředku NASP [14]

Konstrukci tří demonstrátorů X-43A dostala za úkol společnost Micro Craft Inc. Tullahoma. Letadlo dostalo tvar hypersonického vztlakového tělesa, který lze využít jako součást pohonné jednotky.

Tabulka 5

Název prostředku	Hmotnost [kg]	Rozpětí [m]	Délka [m]	Předpokládaná rychlost [M]
X – 43A	1 400	1,55	3,66	10

Samotné testování měla již na starosti NASA a to ve svém Langleyově výzkumném středisku v Hamptonu, kde se provádějí testy v aerodynamickém tunelu (obr. 4.1.3) o průměru měřicího prostoru 2,43 m a maximální rychlostí proudění rovnající se machovu číslu 7, ale i počítačové simulace teplotního pole (obr. 4.1.2), radiové zkoušky (obr. 4.1.4) atd.



Obr. 4.1.2 – Počítačová simulace teplotního pole kolem X-43A [16]



Obr. 4.1.3 – Zkoušky v aerodynamickém tunelu [16]



Obr. 4.1.4 – Radiové zkoušky [16]

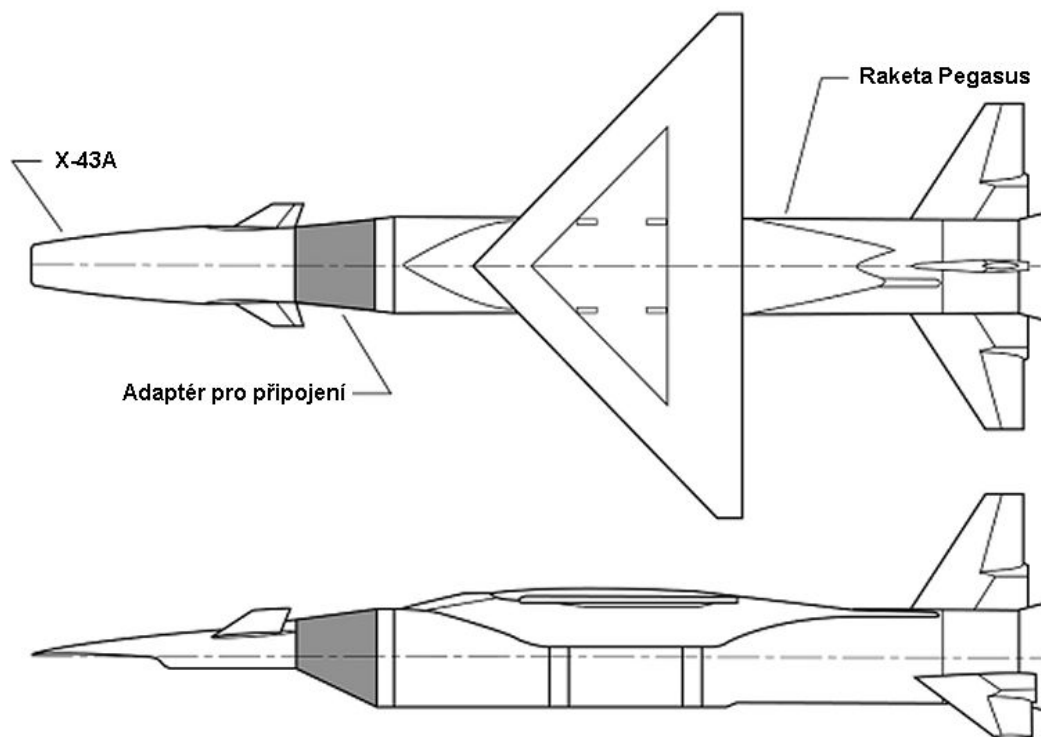
Jelikož motory scramjet jsou schopny pracovat až při rychlostech vyšších jak $M = 5$, bylo zapotřebí demonstrátor urychlit na požadovanou rychlost. Za tímto účelem byla oslovena společnost Orbital Science Corporation, Vandenberg AFB, která stojí za vývojem nosné rakety Pegasus. Technické informace jsou uvedeny v tabulce 6. Ta slouží k vynášení družic a jiných zařízení na oběžnou dráhu. Na rozdíl od nosičů vypouštěných ze země může být Pegasus vypuštěn z letounu letícím ve stratosféře. [3] [16]

Tabulka 6

Název	Pohonná jednotka	Tah motoru [kN]	Rozpětí [m]	Nosnost [kg]
Pegasus	Raketový motor Orion 50S	500	6,7	375

Letoun X-43A byl tedy upevněn na přední nosného prostředku Pegasus (obr. 4.1.4). Celková délka systému činila 15 m a hmotnost cca. 19 000 kg.

Prostředek Hyper-X

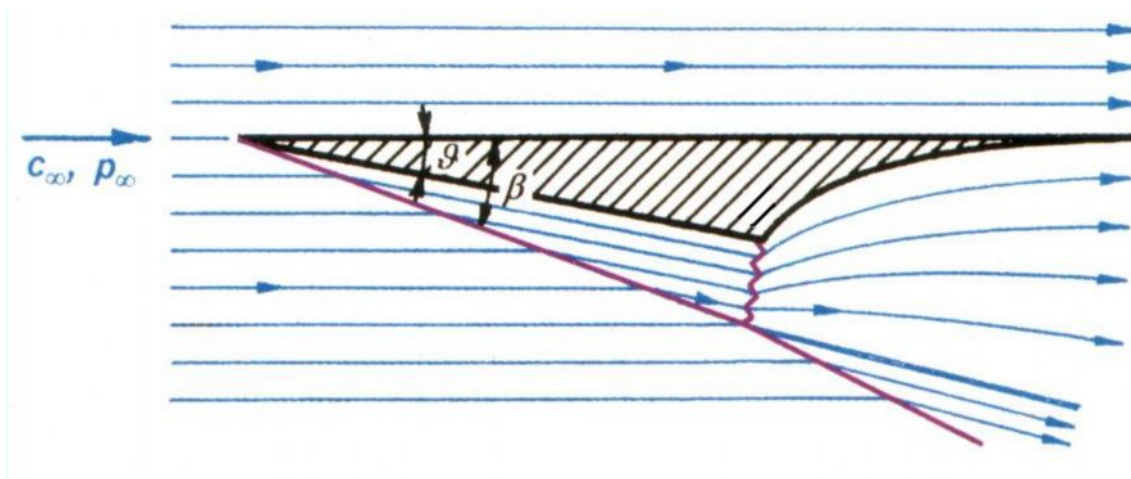


Obr. 4.1.4 – Prostředek Hyper-X [16]

4.1.1 Vztlkové těleso

Pod pojmem vztlkové těleso si představme těleso, které díky svému tvaru vyvozuje převážnou část vztlaku a část jeho povrchu plní funkci kompresoru. Další část povrchu tvoří stěnu otevřené trysky a tím se stává propulzorem. S myšlenkou integrovaného létajícího prostředku přišel v roce 1965 Dietmar Küchemann, kdy publikoval návrh hypersonického letadla, který je vyobrazen na obrázku 4.1.1.1. Horní stěnu letounu předpokládal rovnoběžnou s vektorem rychlosti proudění vzduchu c_∞ , tudíž nad tělesem zůstává proudění homogenní o tlaku p_∞ . Spodní část dostala tvar štíhlého klínu pod úhlem ν , takže na ostré náběhové hraně vzniká rovinná šikmá rázová vlna pod úhlem β . Při dostatečně velké rychlosti proudění je mezi rázovou vlnou a obtékanou stěnou vytvořen přetlak, který stačí k tomu, aby působil jako kompresor pro proudový motor. Na spodní stěnu působí také síla F_1 , která má významnou vztlkovou složku Y_1 a činí z tělesa těleso vztlkové. Druhá složka síly F_1 , kterou značíme X_1 , tvoří tlakový odpor tělesa. Přičemž je nárůst teploty, se zvyšující se rychlostí poměrně malý. Na zlomu, kde dochází k přechodu z klínu do vypouklé zadní části, se vytvoří téměř kolmá rázová vlna a současně detonační vlna, která způsobí detonačním přívodem tepla další vzrůst tlaku v této části tělesa. Výsledná tlaková síla F působící na vypouklou zadní stranu tělesa má výraznou propulsní složku P a další vztlkovou složku Y . Vlivem propulsní složky P je těleso zároveň motorem.

V roce 1962 navrhl vědec R. R. Jamison podobné vztlkové těleso jako jeho současník D. Küchemann, avšak na rozdíl od jeho návrhu nebyla horní hrana letounu rovnoběžná se směrem proudění, ale dal jí konkávní tvar, čímž na ní vznikají další šikmé kompresní vlny (obr. 4.1.1.2). Do spodní části umístil náběžnou hranu další klínové desky a ta je pevně spojena s hlavním tělesem. Tato hrana generuje šikmé rázové vlny v proudícím vzduchu. Z prostoru mezi oběma částmi vytvořil náporový motor s podzvukovým spalováním. A právě tomuto tělesu se podobá demonstrátor X-43A, ale náporový motor byl nahrazen scramjetem. [3]



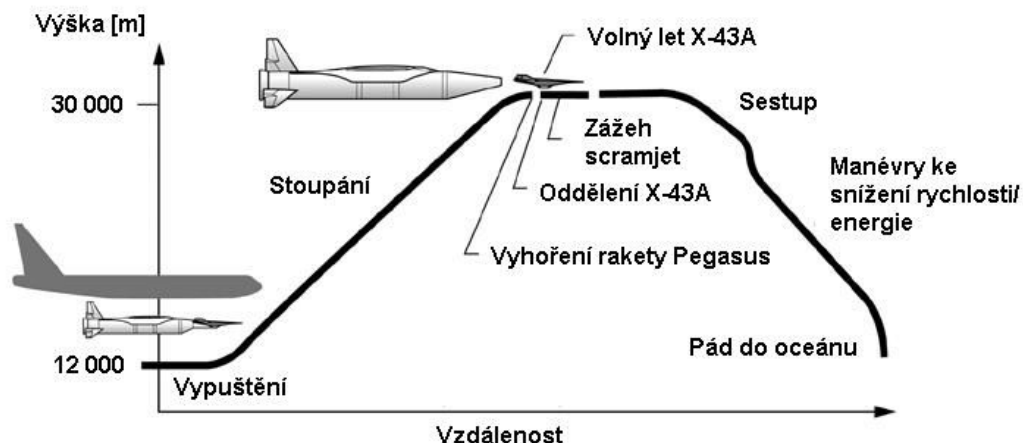
Obr. 4.1.1.1 – Küchemannův návrh [3]



Obr. 4.1.1.2 – Jamisonův návrh [3]

4.2 Lety Hyper-X

Místem letových zkoušek se stala letecká základna Edwards AFB v Kalifornii. Bylo zapotřebí vynést celý prostředek do určité výšky a poté uvolnit raketu Pegasus, pro takovéto účely využívá NASA jako nosič upravený bombardér B-52 s označením NB-52B. Letová zkouška probíhá tak že bombardér vystoupá do výšky 12 000 m, kde odhodí raketu Pegasus s prostředkem X-43A. Po pětisekundovém volném pádu se zažehne raketový motor Orion 50S s maximálním tahem 50 kN, díky kterému je prostředek urychlen až na rychlost $v = 2,22 \text{ km}\cdot\text{s}^{-1}$, což přibližně odpovídá machovu číslu $M = 6,5$ a vystoupá do výšky okolo 30 000 m, kde motor dohoří a oddělí se demonstrátor X-43A. Následně je zažehnut náporový motor scramjet a prostředek dále zrychluje než dojde k vyhoření paliva a volnému pádu letounu do moře. Celý let je popsán na obrázku 4.2.1



Obr. 4.2.1 – Průběh letu prostředku Hyper – X [16]

4.2.1 Test č.1

První letový test se uskutečnil dne 2.6. 2001, kdy byla ve výšce asi 7 200 m uvolněna raketa Pegasus, avšak při stoupání začalo docházet k vibracím konstrukce a ztrátě stability. Vlivem velkého aerodynamického tlaku došlo k odlomení řídicí aerodynamické plochy a vychýlení od vypočtené dráhy letu. V důsledku těchto komplikací bylo okamžitě rozhodnuto a první ze tří exemplářů byl zničen na dálku. Jeho trosky dopadly do Tichého oceánu.

4.2.2 Test č.2

Druhý plánovaný let se uskutečnil dne 27.3.2004. Nyní byl Hyper-X odhozen ve výšce 12 000 m a následně začal stoupat vzhůru. Když dosáhl výšky 28 500 m došlo k oddělení X-43A a zážehu scramjetu, který letoun urychlil z $M = 6,5$ na $M = 7$. Motor pracoval deset vteřin než došlo k dohoření vodíku a pádu do Tichého oceánu. Celý let trval asi 10 minut a Hyper-X urazil vzdálenost 640 km. Tímto výkonem byl vytvořen rychlostní rekord letounu s atmosférickým motorem.

4.2.3 Test č.3

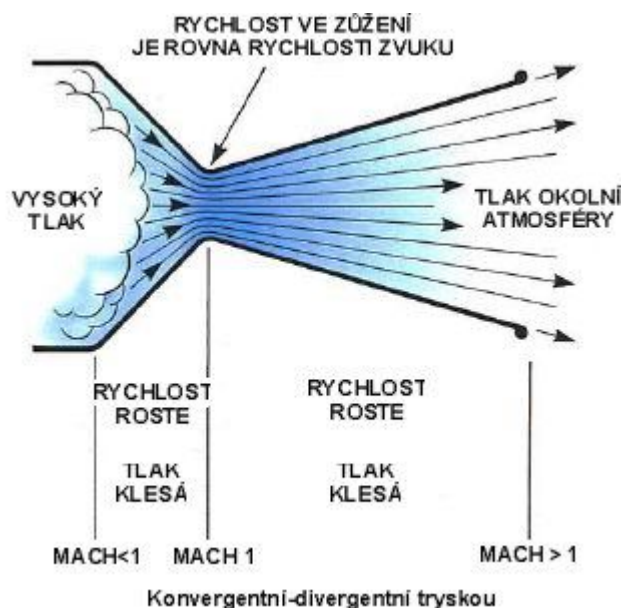
Poslední let projektu Hyper-X byl naplánován na 16.11.2004 a dopadl opět úspěšně. Letoun NB-52B vynesl Pegasus s X-43A do výšky 12 000 m. Ve výšce 30 000 m se oddělil samotný letoun a po desetisekundovém letu dosáhl rychlosti $M = 9,8$ což odpovídá rychlosti $10\,388\text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$, čím se podařilo překonat rychlostní rekord téhož stroje z března stejného roku. Tento rekord platí dodnes a oficiálně nebyl překonán.

5. VYSOKORYCHLOSTNÍ AERODYNAMICKÉ TUNELY

5.1 Supersonické tunely

Experimentální nadzvuková aerodynamika byla známa již koncem 19. století. Předpoklad nadzvukového proudění, vyslovil jako první Barré de Saint Vénant (1797 - 1866) se svým asistentem P. L. Wantzelem (1814 - 1848) již v roce 1839. Následně pak francouzský balistik Pierre Henri Hugoniot (1851 – 1887) roku 1866 ukázal, že při vhodných velikostech tlaků p_1 a p_2 (Pa) ve vstupním a výstupním prostoru je možné takového proudění dosáhnout v trysce, jejíž průměr se musí nejprve zužovat tak, aby v nejužším průřezu vznikla zvuková rychlost (tzv. kritický průřez) a v následující části, kde se průměr trysky zvětšuje, dochází k expanzi plynu do nadzvukové rychlosti. Všichni tři vycházeli z předpokladu, že proudícím médiem je ideální plyn a proces probíhá bez sdílení tepla a bez disipace energie $\Rightarrow$ izoentropicky.

Tehdejší vědci tomu příliš nevěřili, protože vycházeli z předpokladu že nelze dosáhnout rychlosti, která je vyšší než rychlost zvuku. Teprve roku 1888 Švédský výrobce odstředivek na mléko Carl Gustav de Laval (1845 - 1912), se rozhodl z nezjištěných důvodů připojit v jednom ze svých strojů k obyčejné zužující se trysce kuželovitě se rozšiřující nátrubek. Následně se mu turbínka rozběhla na $30\,000\text{ ot}\cdot\text{min}^{-1}$. Od této doby se tato tryska, jež byla popsána Hugoniotem, nazývá Lavalova tryska (Obr. 5.1.1). [5]

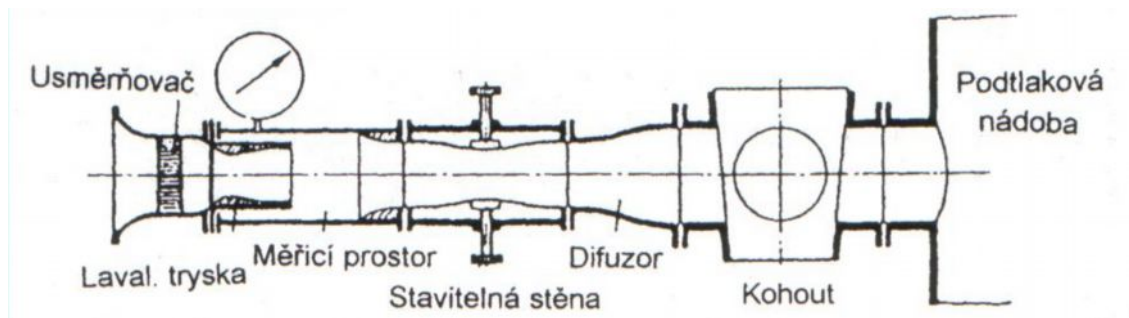


Obr. 5.1.1 – Lavalova tryska [15]

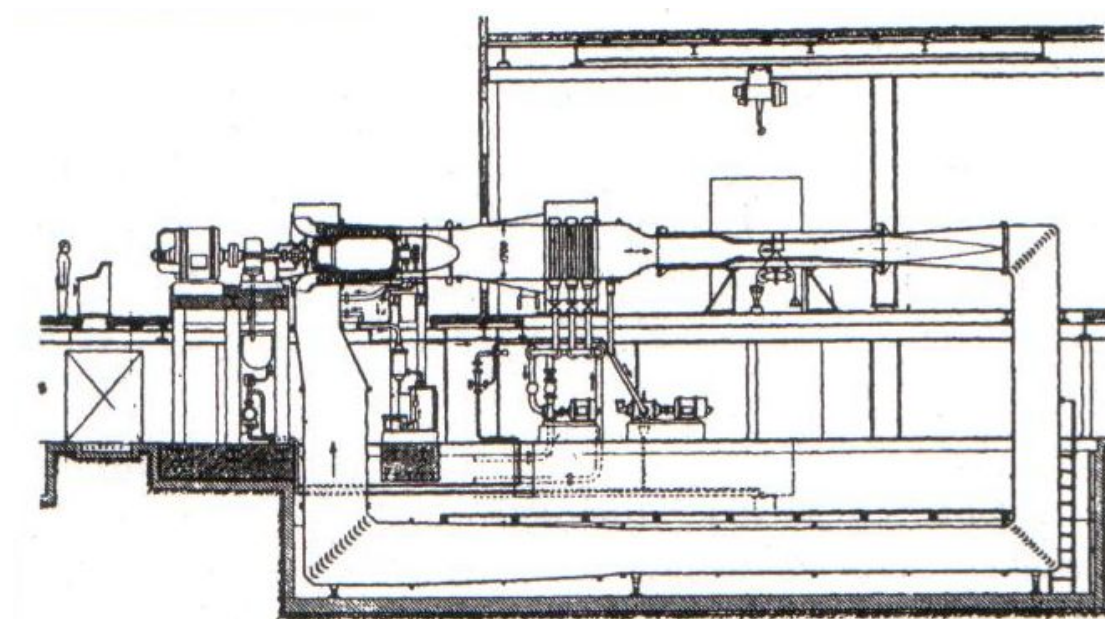
S dalším zajímavým zjištěním přišel brněnský rodák a profesor fyziky na německé části Karlo - Ferdinandovy univerzity v Praze Ernst Mach (1838 - 1916), který v druhé polovině osmdesátých let 19. století fotografoval obtékání střel (projektilů) pohybujících se nadzvukovou rychlostí v nehybném prostředí. Přišel na to, že se zde vyskytují disipativní rázové vlny. Při nadzvukových rychlostech se v proudovém poli vyskytují značné tlakové rozdíly a tím i změny hustoty => změna indexu lomu světla procházejícího proudícím plynem. Díky těmto poznatkům je tedy možné pozorovat některé jevy (např. rázové vlny) pouhým okem popřípadě je fotografovat. Ernst Mach využíval takzvanou metodu šlírovou a jeho asistent Vincenc Dvořák objevil takzvanou metodu stínovou. Mach dále ve spolupráci se svým synem Ludwigem vyvinul aparaturu pro interferometrickou metodu. Tato metoda umožňuje i kvantitativní vyhodnocení fotografie celého proudového pole.

Dalším z „průkopníků“ byl Slovenský profesor Aurel Stodola (1859 - 1942), který působil na Vysoké škole technické v Curychu. Zabýval se tlakovými měřeními v ose Lavalovy trysky protékané vodní parou a došel ke zjištění, že i tam se mohou vyskytnout rázové vlny, pokud je tryska pozorována za nenávrhových podmínek. Ludwig Prandtl spolu se svým doktorandem Theodorem Meyerem se zabýval v prvním desetiletí 20. století zkoumáním a optickým zviditelňováním průtoku i výtoku trysek. Na základě svých poznatků vysvětlil nepřekročitelnost rychlosti zvuku vznikem rázových vln v nevhodně navržených tvarech protékaných trubic. Koncem dvacátých let 20. století, již jako světoznámý aerodynamik, přišel s myšlenkou, že použije Lavalovu trysku při konstrukci nadzvukového aerodynamického tunelu. V roce 1930 tento tunel zkonstruoval Prandtlův asistent Adolf Busemann v Göttingu (obr. 5.1.1). Jedná se o tzv. tunel s přerušovaným chodem v němž je zdrojem přetlaku atmosféra a jímačem je podtlaková nádoba, ze které je odčerpán vzduch, tím je dosaženo toho, že tlak uvnitř nádoby je dostatečně nízký vůči atmosférickému tlaku. V důsledku toho, dokud není dosaženo kritického tlaku, je rychlost v měřicím prostoru konstantní. Vstupní část zařízení je konstruována jako Lavalova tryska, která je výměnná. Její výtokový průřez, který musí být shodný s průřezem měřicího prostoru, a musí být navržen tak, aby v něm byla žádaná nadzvuková rychlost. V navazující odtokové části se vždy vytvoří rázová vlna provázená disipací energie. Pro optimalizaci těchto ztrát, opatřil Busemann odtokovou část nadzvukovým stavitelným difuzorem. Měřicí prostor tohoto tunelu měl průřez 60 mm x 60 mm. [5]

Další Prandtlův asistent, Švýcar Jakob Ackeret (1898 - 1981), vybudoval v Curychu první technicky vyspělý cirkulační supersonický tunel (obr. 5.1.2), který byl navržen pro rychlosti odpovídající machovu číslu $M = 2$. K dosažení této rychlosti proudění bylo zapotřebí výkonu $P = 700$ kW. Měřicí prostor byl o průřezu 400 mm x 400 mm. Každý supersonický tunel obsahuje vizualizační aparaturu, díky které je možné pozorovat proudové pole některou z vizualizačních metod.



Obr. 5.1.2 – Prandtl – Busemanův tunel [5]



Obr. 5.1.2 – Ackertův aerodynamický tunel [5]

5.2 Transsonické tunely

Při transsonickém proudění se vyskytuje v některých částech proudového pole nadzvukové proudění a ve zbytku podzvukové. Můžeme se setkat se dvěma případy.

Prvním z nich je ten, kdy je těleso konečné tloušťky obtékáno rychlým podzvukovým prouděním a v místech maximální rychlosti se může vyskytnout nadzvuková oblast. Ta bývá uzavřena směrem po proudu a setkáváme se zde s tzv. závěrnou rázovou vlnou. Tato vlna se blíží vlně kolmé a v blízkosti obtékané stěny

interaguje s mezní vrstvou (při tomto jevu většinou dochází k odtržení a tím ke vzrůstu tvarového odporu obtékaného tělesa). S dalším termínem, se kterým se u vysokorychlostních tunelů můžeme setkat je tzv. „transsonická krize“, ta je důsledkem toho že s rostoucím Machovým číslem velmi rychle roste součinitel odporu v podzvukovém proudění. S prvním případem transsonického proudění se setkali letci již koncem první světové války a to u vrtulí letadel s rychloběžnějšími motory. Proudění na koncích vrtule se dostávalo do lokální nadzvukové rychlosti, což se projevovalo zvýšeným hlukem a poklesem účinnosti. Tento problém začali řešit, roku 1918, inženýři F.W. Caldwell a E. N. Fales. Oba byli zaměstnanci US Army Engineering Division. Postavili tedy tunel malých rozměrů, ve kterém dosáhli rychlosti $v = 200 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ a to stačilo k dosažení těchto lokálních jevů. Pravděpodobně se tedy jednalo o první transsonický tunel v historii. Tito pánové také zavedli pojem kritická rychlost. Jedná se o rychlost nabíhajícího proudu, při které se na obtékaném povrchu poprvé objeví lokální rychlost proudění, která se rovná lokální rychlosti zvuku (později byl tento pojem nahrazen pojmem „kritické Machovo číslo“). [5]

Druhým případem transsonického proudění je jev vyskytující se při nadzvukovém obtékání těles s tupou přídělí, kde vznikne před tělesem odlehlá rázová vlna. Tato vlna se u přídělí blíží kolmé rázové vlně, za níž se vytvoří v prostoru mezi vlnou a přídělí obtékaného tělesa podzvuková oblast. Tímto jevem se v polovině dvacátých let dvacátého století zabývali američtí aerodynamici a hlavně Hugh Dryden. Ti ve svém tunelu o průměru 50,8 mm dosáhli druhého případu transsonického proudění. Zjistili že při měření se závěrná i přídělí rázová vlna při malých nadzvukových rychlostech téměř kolmé k proudu a v tunelu zasahují až ke stěně měřeného prostoru, od kterého se odrážejí a mohou zasáhnout obtékané těleso čímž znehodnotit přirozený průběh děje. Na přelomu dvacátých a třicátých let dvacátého století se do tohoto výzkumu zapojila i Langleyova laboratoř NASA, kde Eastman Jacobs a John Stack mnohé z naznačených problémů objasnili a to v tunelech o průměru 305 mm a 610 mm. Transsonická aerodynamika byla důležitá také proto, že supersonické oblasti se objevovaly i na jiných místech letounů a to především na proudových stíhačkách z konce druhé světové války.

Po skončení války se začalo mnoho odborníků zabývat překonáním rychlosti letu letadla ve vodorovném letu, a proto bylo zapotřebí vyřešit všechny problémy související s transsonickou aerodynamikou letadla a to už v aerodynamickém tunelu. Ve firmě Lockheed modifikovali svůj aerodynamický tunel tak, že do něj zabudovali malý

práh a nad něj, kolmo ke stěně, umístili do zrychleného proudu miniaturní model. To mělo za důsledek nasměrování závěrné rázové vlny do většího měřicího prostoru. Otázku transsonického aerodynamického tunelu vyřešili pánové Stack a Wright, kteří přišli s nápadem utlumit rázovou vlnu na stěnách měřicího prostoru. Tohoto efektu dosáhli opatřením povrchu štěrbinami či perforací s odsáváním. Takovýmto tunelem je například transsonický tunel AVA v Göttingenu jehož měřicí prostor má rozměry 1 000 mm x 1 000 mm a lze v něm dosáhnout rychlosti proudění $M = 0,4$ až $M = 2$. V České republice takovým to tunelem disponuje VZLÚ v Praze [22].

5.3 Moderní rychlostní tunely

Jedná se o rychlostní tunely, ve kterých je možné dosáhnout rychlostí od vysokých podzvukových přes transsonické až po rychlosti odpovídajících Machovu číslu 4.

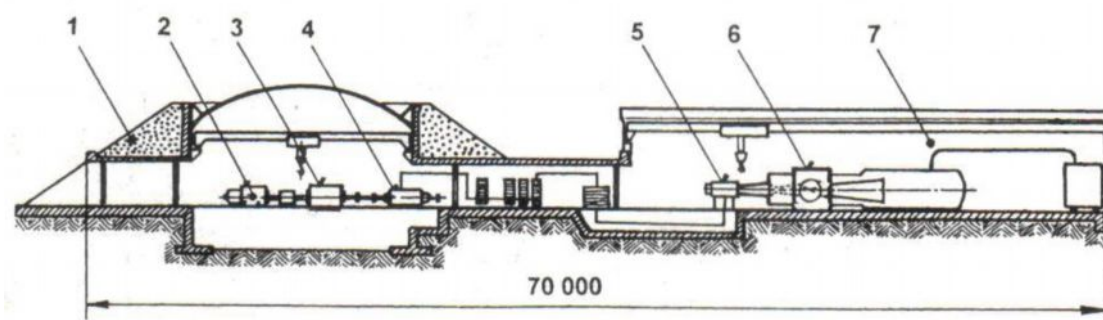
Jedním z nejvýkonnějších supersonických tunelů je americký tunel Arnold Engineering Development Center v Tullahomě stát Tennessee jehož průměr činí 4 900 mm x 4 900 mm. Jeho historie se začíná psát již v roce 1952, kdy byl vybudován pro rychlosti proudění $M = 1,6$. V roce 1985 byl přebudován tak, aby v něm bylo dosaženo rychlosti $M = 4$, jeho příkon vzrostl na $P = 160\,000$ kW a tato přestavba si vyžádala investici 550 milionů dolarů. V areálu výše zmíněné firmy o rozloze cca. 3 km² se nachází osmnáct velkých aerodynamických tunelů. Podobných zařízení se nachází ve světě více, ale projekty, které se v nich vyvíjejí jsou přísně tajné. Podobných aerodynamických tunelů se také využívá k výzkumu proudění v lopatkových mřížích parních, plynových turbín či turbokompresorů. [5]

5.4 Hypersonické tunely

O hypersonickém tunelu mluvíme tehdy, pokud je v něm dosaženo rychlosti proudění vyšší než $M = 5$. Při těchto rychlostech se začínají projevovat některé vlastnosti stlačitelných tekutin, které je v nižších rychlostech možné zanedbat. Jsou to především velké odchylky od ideálního stavového chování plynu a strmý nárůst termodynamické teploty v okolí stagnačního bodu na přídě obtékaného tělesa vlivem tření a to tak, že při rychlosti $M = 5$ vzroste teplota na šestnásobek. S tímto jevem je také spojená disociace a ionizace plynů, potíže s materiály a spojovacími metodami, těsněním, chlazením atd. Avšak kosmické lodi, vracející se z oběžné dráhy, mají při vstupu do zemské atmosféry rychlost odpovídající $M = 25$ až $M = 35$, kde jsou tyto

problémy mnohem závažnější. Setkáváme se ale i s některými zjednodušeními jakým je například přimknutí rázové vlny k obtékanému povrchu tak těsně, že dochází k jakémusi „klouzání“ po tzv. „hypertonické vrstvě“. [4]

Příkladem hypertonického tunelu je francouzský tunel ONERA F-4 s přerušovaným chodem, který stojí ve Fauga – Mauzac nedaleko Toulouse. Tento tunel byl vybudován koncem osmdesátých let za účelem vývoje kosmického kluzáku s opakovatelným využitím Hermés. Schéma tunelu je na obr 5.4.1. Zdrojem energie je elektromotor o výkonu $P = 1,5 \text{ MW}$, který roztáčí po delší dobu setrvačnick o hmotnosti $m = 16\,000 \text{ kg}$ na otáčky $6\,000 \text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$ což odpovídá kinetické energii $E_K = 400 \text{ MJ}$. Tento setrvačnick odevzdá svou energii alternátoru s krátkodobým výkonem $P = 160 \text{ MW}$. Takto vyrobený elektrický proud zažehne v obloukové komoře elektrický oblouk, který ohřeje plyn na teplotu $T = 3\,000 \text{ K}$. Zahřátý plyn poté vtéká do Lavalovy trysky o vstupním průměru 700 mm , v němž dosahuje rychlosti odpovídající $M = 16$ ($v = 19\,600 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$). Tomuto proudění lze vystavit po dobu $t = 100 \text{ ms}$ model letadla o délce cca. 400 mm [5] [18].



1 – technická část, 2 – elektromotor, 3 – setrvačnick, 4 – alternátor, 5 – oblouková komora, 6 – měřicí prostor, 7 – měřicí část

Obr. 5.4.1 – Hypertonický tunel ONERA [5]

5.5 Kryogenní tunely

Tyto tunely pracují s plynem o termodynamické teplotě $T = 100 \text{ K}$, tím klesne kinetická viskozita vzduchu asi na 20 % hodnoty při teplotě $T = 273,16 \text{ K}$ a rychlost zvuku klesá asi o třetinu. Natlakuje-li se takovýto tunel např. na $p = 0,5 \text{ MPa}$, lze na poměrně malém modelu při rychlosti $v = 300 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ dosáhnout hodnot reynoldsova čísla asi sto miliónů při rychlosti $M = 1,35$ a tím bylo sníženo ze dvouset milionů při rychlosti pouhých $M = 0,75$.

První tento tunel byl vybudován v USA v roce 1983 a nese název NTF (National Transsonic Facility) a je určen pro potřeby NASA. Pracuje se v něm s teplotou $t = -170^\circ\text{C}$ a té je dosahováno vstřikováním a následným odpařováním tekutého dusíku. V Evropě byl roku 1994 uveden do provozu ETW (Euroänischer Transschall – Windkanal), který patří mezi nejmodernější a nejnovější aerodynamické tunely na světě. Toto zařízení stojí v německém Kolíně nad Rýnem - Porzu. Jedná se o transsonický kryogenní přetlakový tunel s měřicím prostorem o čtvercovém průměru $2\,400 \text{ mm} \times 2\,400 \text{ mm}$, který může pracovat s přetlakem $0,45 \text{ MPa}$ a maximální dosažitelná rychlost proudění činí $M = 1,3$. V tomto tunelu jsou testovány například modely evropského výrobce letadel Airbus. Pořizovací náklady tohoto tunelu byly velmi vysoké, stejně tak jako jsou vysoké jeho náklady na provoz.

6. Výroba modelu

Pro výrobu jsem se rozhodl z toho důvodu, protože neexistuje žádná pomůcka, na které by bylo možné popsat princip funkce motoru scramjet. Bohužel se také nikde nenachází podrobnější informace o konstrukci motoru a tak jsem vycházel z dostupných informací a obrázků. Především z obr. 3.1.1, kde je vyobrazen tvar difuzéru. Pro model jsem se rozhodl použít přibližný rozměr motoru z letounu X – 43A a to v měřítku 1:2. Jako materiál pro výrobu jsem zvolil dřevo, a to především kvůli snadnému opracování a následnému lakování. Při volbách barev jsem vycházel z příkladu modelů motorů pro školy.

Nejprve jsem vyrobil jednotlivé komponenty, ze kterých se motor skládá viz. obr. 6.1. Samotné sestavování motoru jsem zahájil přichycením jednotlivých difuzérů ke stěnám příček motoru, a to za pomoci hliníkových hřebíčků a lepidla obr. 6.2. Hřebíčky jsem zvolil z toho důvodu, že přilepení by nemuselo být tak pevné a mohlo by dojít snáze k poškození. Nejprve jsem přilepil difuzéry prostřední komory k oběma

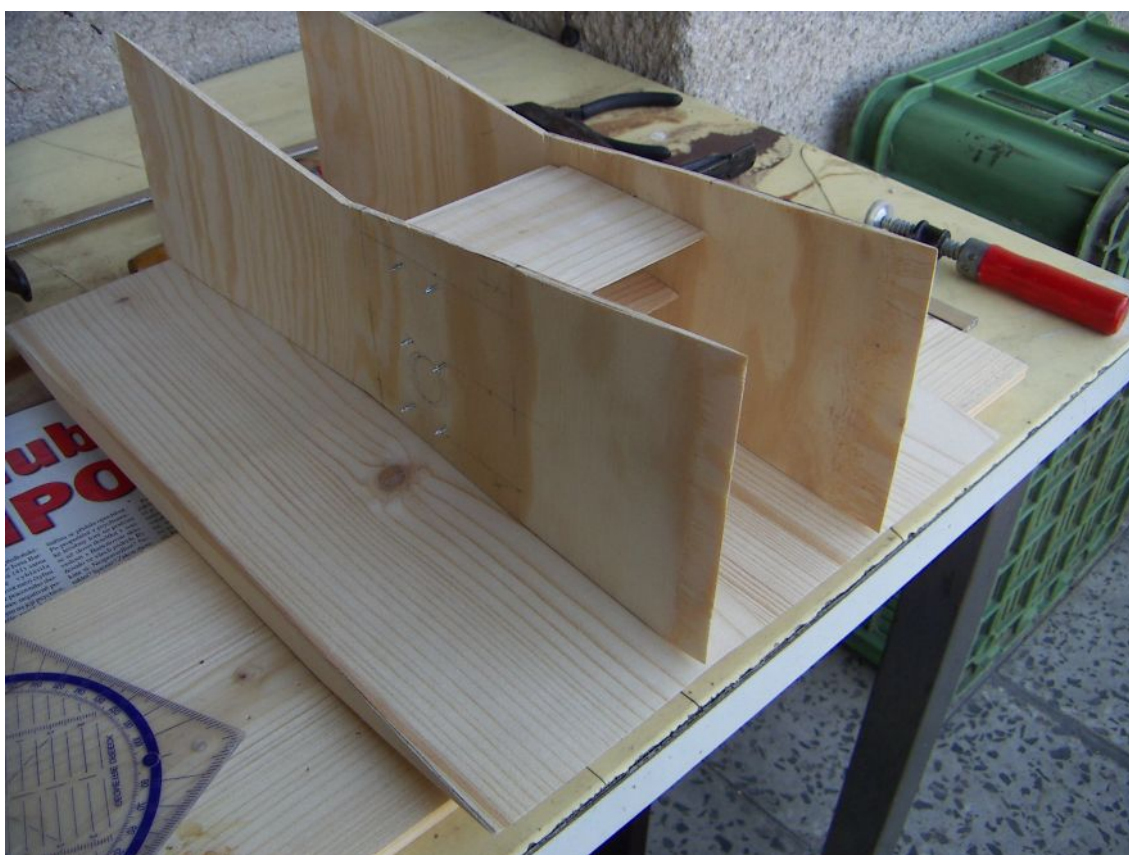
stěnám obr. 6.3, abych získal pevnou část a na postraní příčky mohl následně lepit difuzéry první a třetí komory. Po vytvrdnutí lepidla jsem celou druhou a třetí komoru natřel černou barvou viz. obr 6.4. V první komoře jsem znázornil barvami jednotlivý průběh teplot v motoru tak, že tam kde vzduch do motoru vstupuje je chladnější, tudíž jsem použil modrou barvu, a v místě vstříknutí vodíku do proudu vzduchu, kde dochází k zážehu a následné expanzi plynů, jsem použil barvu červenou viz. obr 6.5 a 6.6.



Obr. 6.1 – Základní díly pro výrobu modelu



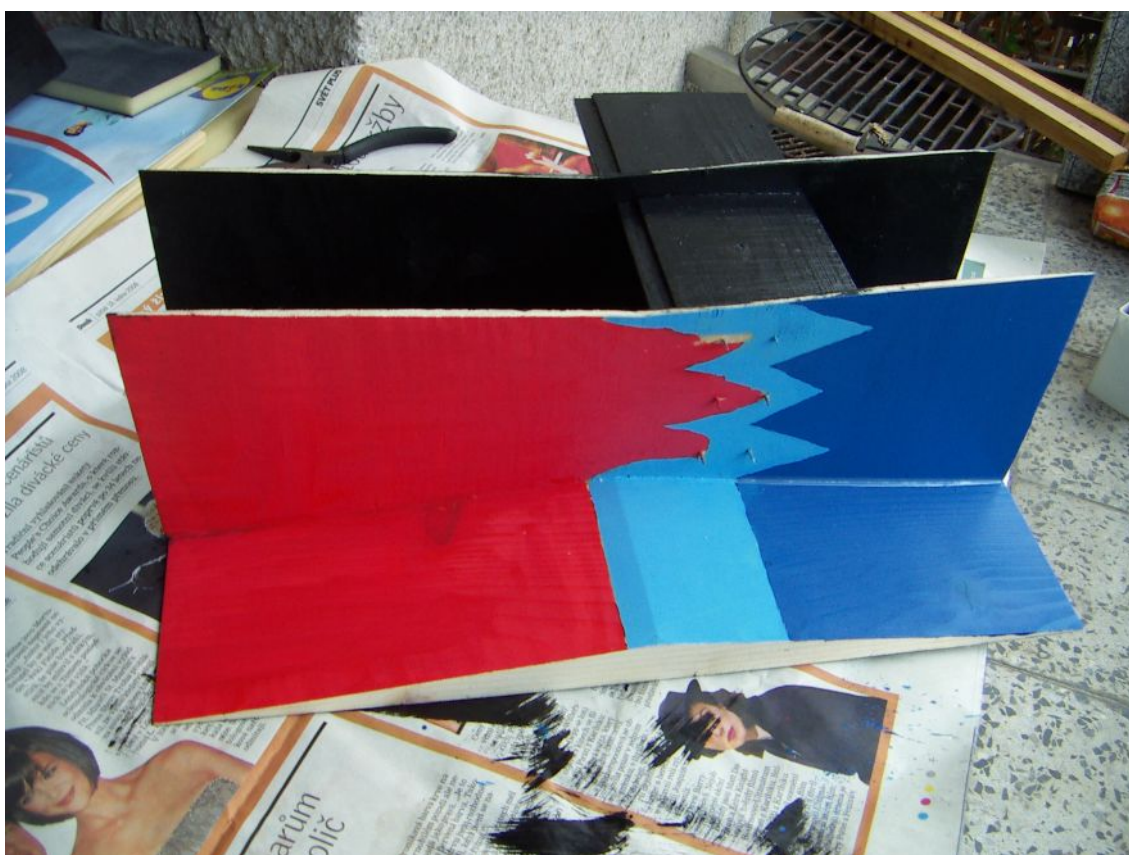
Obr. 6.2 – Uchycení jednotlivých difuzérů ke stěně komory



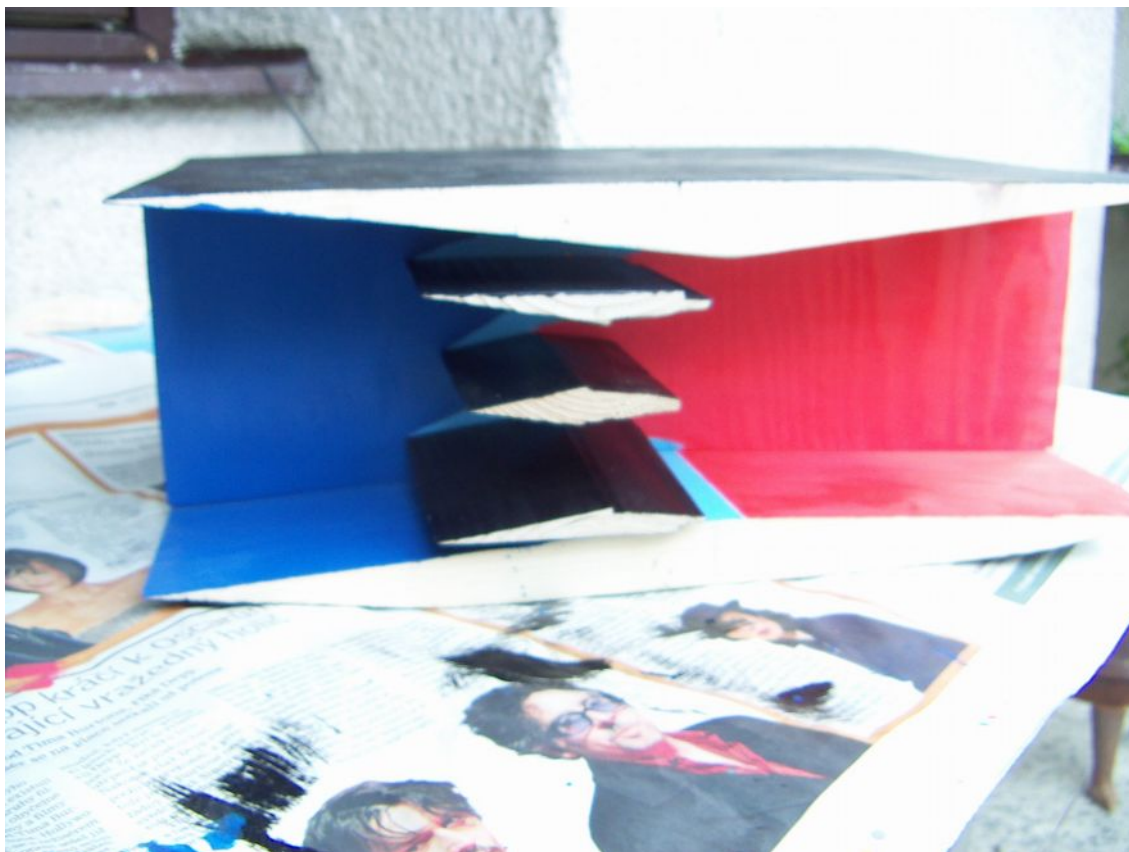
Obr. 6.3 – Prostřední komora



Obr. 6.4 – Lakování jednotlivých částí



Obr. 6.5 – Barevné provedení průřezu motorem



Obr. 6.6 – Boční pohled

7. Závěr

Záměrem mé bakalářské práce bylo seznámení laické veřejnosti s problematikou náporových motorů a vysoko rychlostních aerodynamických tunelů. Náporový motor je znám již od počátku 20. století, kdy svou myšlenku publikoval francouzský inženýr René Lorin. Na jeho práci navázal další Francouz René Leduc, který vyvinul celou řadu letounů využívajících náporový pohon. Bohužel se od myšlenky náporového motoru jako hlavní pohonné jednotky pilotovaného letadla, až na pár výjimek (např. Lockheed SR-71 Blackbird), upustilo a tak jejich využití přešlo do raketové techniky.

Dalším motorem, kterým se zabývám ve své práci je tzv. SCRAMJET. Jedná se o modifikaci běžného náporového motoru určenou pro lety vysokými tzv. hypersonickými rychlostmi. Tento druh pohonu zkoumala také americká společnost pro letectví a vesmír NASA ve svém výzkumném projektu Hyper – X, kterému je věnována další část mé práce.

Pro výzkum ramjetů a scramjetů se využívá vysokorychlostních aerodynamických tunelů, na které jsem se také zaměřil a to jak na jejich vývoj tak na princip funkce.

Výsledkem mé práce je souhrnný přehled dané problematiky a výroba modelu průřezu motorem scramjet, na kterém lze popsat princip jeho činnosti.

Náporové motory, zvláště typu scramjet, v současné době procházejí dynamickým vývojem v několika zemích světa a to zejména pro jejich využití v budoucnosti při letech do vesmíru, či jako hlavní pohonné jednotky bojových raket.

Seznam literatury:

Literatura:

- [1] Nožička J. st, Nožička J. ml.: Letadla s náporovými motory IN: Letectví a kosmonautika 25-26/2001
- [2] Kroulík J., Růžička B.: Vojenské rakety IN: Naše vojsko 1985
- [3] Nožička J. st, Nožička J. ml.: Hyper X-43A IN: Letectví a kosmonautika 15-16/2001
- [4] Lejček L.: Mach 7 IN: Letectví a kosmonautika 5/2004
- [5] Nožička J. st, Nožička J. ml.: Aerodynamický tunel – vysokorychlostní tunely IN: Letectví a kosmonautika 1/2003
- [6] Kolektiv: VZLÚ – 80 let ve službách letectví, VZLÚ 2002

www stránky:

- [7] <http://www.aerospace-technology.com>
- [8] <http://www.aerostories.free.fr>
- [9] <http://www.airwar.ru>
- [10] <http://www.aviastar.org>
- [11] <http://www.axishistory.com>
- [12] <http://www.bartleby.com>
- [13] <http://www.boomer-cafe.net>
- [14] <http://www.hitechweb.genezis.eu>
- [15] <http://www.mzak.cz>
- [16] <http://www.nasa.gov>
- [17] <http://www.nurflugel.com>
- [18] <http://www.onera.fr>
- [19] <http://www.sr-71.org>
- [20] <http://tanks45.tripod.com>
- [21] <http://www.testpilot.ru>
- [22] <http://www.vzlu.cz>
- [23] <http://www.wikipedia.com>
- [24] <http://xplanes.free.fr>