

Středoškolská technika 2025

Setkání a prezentace prací středoškolských studentů na ČVUT

Ernst Mach 06: Vývoj 2. generace výzkumného UAV s novou aerodynamikou a motory

Boleslav Peřina, Jaroslav Tintěra, Vojtěch Němec

Gymnázium, Pardubice, Mozartova 449 Střední průmyslová škola Chrudim, Čáslavská 973

Poděkování

Rozsah této práce překročil i naše nejdivočejší očekávání a bez pomoci níže zmíněných by tedy nemohla nikdy vzniknout.

V první řadě bychom chtěli poděkovat odbornému konzultantovi naší práce a mentorovi Alexandru Prokopovi, bez jehož času a pomoci by dnes práce vůbec nemohla existovat. Za odborné konzultace a praktické školení bychom rádi poděkovali Janu Zigmundovi (Rapier), Janu Pechovi a Chandra Sekhar Prasadovi (ÚT AVČR), Michalu Kalouskovi (Explosia), Miroslavu Kolínskému (Siemens), Jakubu Zemanovi (FS ČVUT) a dalším členům a studentům katedry leteckých konstrukcí FS ČVUT.

Další poděkování patří všem talentovaným studentům z centra Technecium, kteří nás při realizaci našeho projektu neúnavně podporovali. Velký dík patří Janu Stejskalovi, Jakubu Filipovi, Ondřeji Veselému, Zdenu Sekerákovi, Lukáši Provazníkovi, Šimonu Moravcovi, Tomáši Martinu Holubovi a nespočtu dalších.

Za úvod do metodiky vědecké práce v rámci programu SOČ inkubátor bychom rádi poděkovali Lence Jeleně Příplatové.

Dále bychom chtěli poděkovat pedagogům SPŠ Chrudim, zejména Ing. Jitce Hábové, Mgr. Petře Zdražilové, Bc. Ondřeji Sládkovi, Bc. Jiřímu Janečkovi, Lukáši Hemerkovi, Ing. Petru Záleskému, Antonínu Kolářovi a Ing. Martinu Hlušičkovi.

Také bychom rádi poděkovali pedagogům Gymnázia Mozartova, zejména RNDr. Květě Sýkorové a Mgr. Janu Váňovi.

Anotace

Naše práce se zabývá návrhem a konstrukcí UAV (bezpilotního letounu) za účelem výzkumu aerodynamických jevů v oblasti vysokých (transsonických) rychlostí. V rámci projektu probíhala optimalizace aerodynamiky, vývoj trupu a křídel letounu s využitím 3D tištěných částí a výzkum pohonných jednotek na bázi raketových motorů na tuhé pohonné hmoty a pulzačních proudových motorů za účelem jejich využití k pohonu vyvíjeného UAV. V rámci vývoje jednotlivých komponent (aerodynamická koncepce, konstrukce trupu a křídel, pohonné jednotky) byly provedeny výpočty, simulace, prototypování a úspěšné statické a letové testy.

Klíčová slova

UAV; Aerodynamika; Pulzační motor; Raketový motor; 3D tisk

Annotation

Our paper is concerned with the design and assembly of a UAV (Unmanned aerial vehicle) with the goal of studying aerodynamic events during high (transonic) speeds. The project includes the optimization of the aerodynamics, development of the aircraft body and wings using 3D-printed parts and research of power plants based on solid rocket motors and pulsejet engines with the goal of using them to power the UAV. During the development of the various components (aerodynamic concept, wing and body structures, power plants), we conducted calculations, simulations, developed prototypes and successfully carried out static and flight testing.

Keywords

U	AV; A	Aerod	ynamics; Pulsejet engine; Rocket motor; 3D printing			
1	Úvod					
	1.1	Pro	blematika transsonických UAV	5		
	1.1	.1	Historie	5		
	1.1	.2	Aplikace	6		
	1.1	.3	Vědecko-technologické výzvy	7		
	1.2	Aer	odynamika	7		
	1.2	2.1	Odpor vzduchu	7		
	1.2	2.2	Geometrie křídla	8		
	1.3	Poh	on UAV	. 13		
	1.3	8.1	Raketové motory	. 13		
	1.3	8.2	Proudové motory	. 17		
	1.4	Říz	ení UAV	. 22		
	1.5	Shr	nutí cílů hluboké modernizace Ernst Mach 05	. 22		
2	Me	etodik	ca práce	. 23		
	2.1	Výv	zojový cyklus	. 23		
	2.1	.1	Konceptuální návrh a výpočty	. 23		
	2.1	.2	Tvorba 3D modelu	. 24		
	2.1	.3	Simulace a optimalizace	. 24		
	2.1.4		Rapid prototyping	. 24		
	2.1	.5	Testování	. 25		
	2.1	.6	Analýza dat	. 25		
3	3 Výsledł		cy	. 26		
	3.1	Náv	rh a konstrukce nových raketových motorů na TPH	. 26		
	3.1	.1	Výroba a charakterizace TPH	. 26		
	3.1.2		Motor Prometheus +	. 28		
	3.1	.3	Motor Daidalos	. 30		
	3.1	.4	Motor Zeus	. 31		
	3.2	Nov	zé pulzační motory	. 33		
	3.3	Měì	řící instrumentace pro statické testy vyvíjených motorů	. 34		
3.4 Nov		Nov	vé aerodynamické a konstrukční řešení transsonického UAV	. 36		

	3.4.1	Ernst Mach 05 delta – výsledky letových testů	
	3.4.2	Ernst Mach 05 delta – výsledky CFD simulací	
	3.4.3	Návrh a stavba experimentálního raketoplánu Ernst Mach R	
	3.4.4	Design UAV Ernst Mach 06 s pulzačním motorem	
	3.5 Av	vionika	
4	Závěr		
5	Použitá literatura		
6	6 Seznam obrázků a tabulek		

Úvod Problematika transsonických UAV

Historie



Vývoj bezpilotních leteckých prostředků (unmanned aerial vehicles, UAVs) trvá již více než sto padesát let. Na jeho prvopočátku byl pokus Rakouské armády o bombardování Benátek pomocí horkovzdušných balonů s výbušninami. První radiem ovládaná letadla byla vyvíjena za první světové války, zejména jako cvičné letecké cíle. Ve známost vešlo také americké letecké torpédo Kettering Bug, řízené gyroskopy, tlakoměrem a počítadlem uletěné vzdálenosti. I přes tyto experimenty byly meziválečné UAV zpravidla používány jako rádiem řízené cvičné cíle. Zlom přinesla druhá světová válka, během které Německo zkonstruovalo střelu V-1 (Fiesler Fi 103), považovanou za první střelu s plochou dráhou letu. Jednalo se o létající bombu s inerciálním navigačním systémem určenou k bombardování Londýna. Byla vybavena rovnými obdélníkovými křídly a pulzním proudovým motorem namontovaným seshora na těle

střely. Obrázek 1 – obléhání Benátek Rakušany (Wikipedia, The Free Encyclopedia)



Obrázek 2 – Střela s plochou dráhou letu V-1 (Wikipedia, The Free Encyclopedia)

Rozvoj elektroniky a letectví po válce umožnil nové uplatnění UAV. I když byly stále široce využívány jako cvičné cíle, pokrok umožnil i jejich využití ke sběru dat v reálném čase. (J. F. Keane, S. S. Carr, 2013), (Wikipedia, The Free Encyclopedia)



Obrázek 3 – Nadzvukové UAV Lockheed D-21 (Wikipedia, The Free Encyclopedia)

Aplikace

Trendem posledních několika desetiletí je vývoj jak menších a levnějších UAV, tak UAV větších rozměrů. Dnes je spektrum využití UAV značně široké, např. jako průzkumná platforma, cvičný cíl, řízená střela i zbraňový systém schopný kombinovat průzkumnou funkci s nesením dalších zbraní.

Ve válce na Ukrajině vidíme, že moderní UAV a drony v mnoha případech nahrazují pilotovaná letadla v průzkumu či řízené střely k útokům na pozemní cíle. Dobrými příklady jsou např. ukrajinská UAV Trembita či Palianytsia. (Wikipedia, The Free Encyclopedia) Podobný trend lze sledovat i v letectví zemí NATO (např. koncept Loyal Wingman – autonomně řízených stíhacích letounů jako doprovodu letounů s lidskou posádkou) a Jižní Koreje, Indie a Iránu. Jen Čína vyvinula v posledním desetiletí desítky modelů pokročilých UAV pro vojenské účely.

Drony schopné dosahovat vysokých rychlostí mají široké uplatnění i v záchranných a bezpečnostních složkách, zejména k lokalizaci ztracených osob, požárů, mapování živelných katastrof v reálném čase atp.

Mezi méně typické aplikace patří např. využití rychlých dronů k vulkanologickému průzkumu, kdy vysoká rychlost dronu umožňuje rychle proletět sloupcem sopečného dýmu a zjistit jeho chemické složení bez poškození dronu.

Transsonické a supersonické drony se využívají také v rámci pokročilého aerospace výzkumu (NASA, ESA) k výzkumu a vývoji pokročilých technologií pro civilní letectví a kosmonautiku, např. návrh lifting bodies pro aerodynamiku návratu z oběžné dráhy, snižování hlasitosti sonického boomu a kontrola mezní vrstvy vzduchu na aerodynamických plochách za účelem zlepšení aerodynamické čistoty, ale i testování scramjetů za supersonických a hypersonických rychlostí (>M3).



obrázek 4 – UAV pro výzkum vysokých rychlostí (NASA) S rostoucí šíří jejich využití roste i zájem o UAV a drony pohybující se v oblasti transsonických rychlostí.

Vědecko-technologické výzvy

Na základě aerodynamické analýzy prototypu Ernst Mach 05 jsme se rozhodli pro pokračování jeho vývoje hlubokou modernizací, jejíž cílem je zvýšit aerodynamickou čistotu, zvýšit kritické Machovo číslo a zvýšit maximální dosažitelnou horizontální rychlost letu s nám dostupnými pohonnými jednotkami z 0,4 na 0,6 Machu.

Aerodynamika

Odpor vzduchu

Odpor vzduchu je síla působící proti směru tahu motoru letadla. Tato síla vzniká jako důsledek pohybu dronu vzduchem a narůstá s druhou mocninou rychlosti.

Celkový odpor vzduchu lze spočítat dle rovnice $D = C_D \times \frac{1}{2}\rho AV^2$, přičemž D je celkový odpor vzduchu, C_D je koeficient celkového odporu, ρ je hustota okolního vzduchu, A je čelní plocha a V je relativní rychlost proudění vzduchu vůči letadlu.

Aerodynamický odpor se skládá z několika složek, které jsou podrobněji rozvedeny níže (viz obrázek).



Obrázek 5 – schéma druhů aerodynamického odporu

Indukovaný odpor vzduchu (induced drag, lift induced drag) je horizontální složkou vztlakové síly nosných ploch (tj., křídlo, lifting body atd.), která působí proti směru letu letadla. Indukovaný odpor je v kontextu leteckých konstrukcí nevyhnutelný, ale lze jej minimalizovat např. volbou optimálního profilu křídel a vhodnou geometrií nosných ploch. Zásadní vliv na velikost indukovaného odporu, ale i vztlakové síly má úhel náběhu křídla, tedy odchylka chord line (spojnice náběžné a odtokové hrany křídla) a směru proudění vzduchu, viz obrázek.



2002)

Povrch letadla při pohybu vzduchem generuje parazitní odpor (parasitic drag), což je odpor, který nesouvisí s tvorbou vztlakové síly. Fenomén parazitního odporu je vysoce komplexní, ale jeho velikost obecně určuje plocha a tvar ploch vystavených proudění vzduchu, ale také jejich povrchová úprava a drsnost. Parazitní odpor se někdy dělí na odpor profilový a interferenční, viz obrázek. Profilový odpor je generován třením vzduchu o letadlo při jeho pohybu, zatímco odpor interferenční vzniká vzájemným ovlivňováním (interferencí) proudnic vzduchu kolem letounu. Opět je maximálně žádoucí odpor omezit, aby byla zajištěna co nejmenší ztráta výkonu motoru letadla.

Geometrie křídla

Návrh křídla zahrnuje velké množství parametrů, které mají rozhodující vliv na jeho aerodynamiku a výkonnostní charakteristiku. Zásadní je rozpětí a hloubka křídla, jeho tvar (půdorys) a také obsah nosné plochy, zjistitelná z těchto parametrů. Pro vztlakovou charakteristiku křídla je zásadní jeho aerodynamický profil a jeho tloušťka. Důležitý je také poměr jeho stran (aspect ratio, AR), který zásadně ovlivňuje vztlakovou charakteristiku křídla. Obecně platí, že křídla s velkým AR, tedy krátká s velkým rozpětím, mají lepší vztlakové charakteristiky, ale také generují vyšší odpor vzduchu. Pro křídla s nižším AR, tedy delší s menším rozpětím platí opak. Křídla s velmi vysokým AR (v řádu až několika desítek) jsou typická pro kluzáky, kde je výhodou právě jejich vysoký vztlak a kvůli nízké rychlosti není vysoký koeficient odporu překážkou. Naopak křídla s velmi nízkým AR (v řádu nižších jednotek) jsou typická u letadel navržených pro vysoké rychlosti, kdy je prioritou minimalizace obrovského odporu vzduchu, který vzniká při supersonickém letu. Pro pasivní stabilitu letadla je důležité vzepětí křídel, tedy odchylka křídla od osy při příčném řezu trupem letadla při náklonu letadla.



Obrázek 7 - souhrn pojmů o geometrii křídla (NASA)

Pro popis a porovnání aerodynamických vlastností křídla je nutné znát fyzikální vlastnosti prostředí, ve kterém tyto vlastnosti měříme. Pro aerodynamický popis proudění kolem letadla jsou důležité dvě veličiny – Reynoldsovo číslo a Machovo číslo.

Reynoldsovo číslo (Re) je definováno jako bezrozměrná veličina dle vzorce $Re = \frac{\rho \times \nu \times l}{\mu}$

, kde ρ značí hustotu vzduchu, v značí rychlost proudění, *l* charakteristickou velikost např. letounu a μ je dynamická viskozita okolního vzduchu. Reynoldsovo číslo slouží k předpovědi chování tekutiny (v našem případě vzduchu) v určitém rozsahu rychlostí, výšek a charakteristických délek obtékaného objektu. Při porovnávání aerodynamických parametrů je důležité, aby byly naměřeny nebo spočítány za stejných Re. Obecně platí, že čím vyšší Re, tím turbulentnější proudění můžeme očekávat. (NASA, Wikipedia, The Free Encyclopedia)



Obrázek 8 - rázové vlny při nadzvukovém proudění (D'Aguanno, 2021)

Machovo číslo M je bezrozměrná veličina definována jako poměr $M = \frac{v}{a}$, kde *a* značí lokální rychlost zvuku a *v* rychlost proudění. Jelikož rychlost zvuku ve vzduchu není konstantní, Machovo číslo se pro stejnou rychlost letadla může znatelně lišit např. dle teploty nebo tlaku vzduchu. Jelikož rychlost vzduchu v podstatě určuje rychlost šíření tlakového vlnění v kapalině, při M≥1 se vlastnosti vzduchu dramaticky mění, jelikož vzduch se v tu chvíli pohybuje rychleji než tlakové vlny v něm. To má za následek vznik rázových vln na rozhraní oblastí M>1 a M<1, které mohou způsobit nestandardní aerodynamické jevy, a tedy problémy s ovládáním letadla – při rychlosti 1 M se tak bavíme o tzv. zvukové bariéře. Se zvyšujícím se Machovým číslem se také znatelně mění stlačitelnost vzduchu (air compressibility). Negativní vliv stlačitelnosti vzduchu na ovládání letadla se začíná projevovat už od rychlosti 0,6 M. (NASA)



Fig. 4.8 Transonic effects.

Obrázek 9 – události při překročení kritického Machova čísla (Raymer et al., 1998)

Se vznikem rázových vln při překročení zvukové bariéry souvisí fenomén vlnového odporu (wave dragu). Jelikož vzduch při průchodu nad nosnou plochou za standardní geometrie křídla zrychluje, aby bylo dosaženo podtlaku nad křídlem, což je podstata vztlakové síly, může se stát, že tento urychlený vzduch překročí rychlost vzduchu, i když se letadlo jako celek pohybuje rychlostí podzvukovou. To má za následek vznik rázové vlny nad horní plochou křídla, která lokálně značně zvyšuje tlak a představuje šok pro proudění vzduchu, které se jejím vlivem může odtrhnout od povrchu křídla a způsobit ztrátu vztlaku. Machovo číslo, při kterém část proudění přejde do supersonického režimu, označujeme za kritické Machovo číslo. Wave dragu se nelze zcela vyhnout, ale kritické Machovo lze zvýšit jak volbou profilu křídla, tak i půdorysem křídla samotného tak, že lokální šok nastane při vyšší

rychlosti. Letadla navržená pro supersonické rychlosti mají zpravidla velmi tenké profily křídel, které vzduch zrychlují minimálně, a kritické Machovo číslo je tudíž vyšší. Tyto profily ale generují velmi malé množství vztlaku při nižších rychlostech, což značně zvyšuje vzletovou a přistávací rychlost, a tedy znemožňují jejich použití pro naše účely, jelikož cílové rychlosti UAV jsou střední subsonické až transsonické. Proto je potřeba wave drag minimalizovat zejména volbou vhodného půdorysu křídel (viz níže).

Aeroelasticita je pojem, který shrnuje vztahy mezi aerodynamickými, elastickými a setrvačnými silami. Vztah mezi elastickými a aerodynamickými silami určuje např. deformaci křídel, zatímco při zohlednění setrvačných sil může nastat jev zvaný flutter (chvění), pokud se deformace křídla začne periodicky opakovat. Při flutteru hrozí zejména nechtěné dosažení rezonanční frekvence křídla, což může mít za následek změnu jeho aerodynamických vlastností, ztrátu kontroly nad letadlem až úplné zničení křídla. Proto je zásadní učinit preventivní opatření tak, aby se flutter nestal hrozbou pro let letadla. Flutter lze omezit zejména optimálním designem vnitřní struktury křídla a výběrem materiálu výztuh pro vysokou odolnost proti ohybu. Využití speciálních aerodynamických struktur a aktivních ovládacích ploch k omezení flutteru svou komplexností značně přesahuje rozsah naší práce.

Vliv negativních aerodynamických jevů v transsonické oblasti lze znatelně snížit zvolením vhodné geometrie křídla.

Nejjednodušší typ křídla, tedy křídlo obdélníkového či lichoběžníkového tvaru je mimořádně jednoduché ke konstrukci a také vysoce účinné při nižších rychlostech, ale při vyšších rychlostech se projevují jeho nedostatky. Jelikož náběžná hrana křídla je při letu zpravidla kolmá na směr proudění vzduchu, urychlený vzduch nad horní plochou křídla může rychle dosáhnout 1M a způsobit jevy spojené s wave dragem (viz výše). Kritické Machovo číslo bývá pro toto křídlo s nulovou šípovitostí zpravidla nižší než pro jiné tvary křídel viz obr.



Obrázek 10 - vliv šípovitosti křídla na koeficient odporu (Leishman 2025)

Křídla s malou až nulovou šípovitostí jsou dnes využívána zejména u malých vrtulových letadel a kluzáků, kde je výhodou jejich aerodynamická účinnost při nižších rychlostech a konstrukční jednoduchost.

První možností snížení odporu za vysokých rychlostí a zvýšení kritického Machova čísla je použít šípovité křídlo (swept wing). Jeho půdorys je shodný s křídlem bez šípovitosti, ale celé křídlo je zkoseno od kořene křídla k jeho konci v úhlu menším než 90° od osy trupu. Jelikož rychlost proudění přes křídlo je definována kolmo na jeho náběžnou hranu, proudění vzduchu přes horní plochu šípovitého křídla bude pomalejší než při letu stejnou rychlostí s křídlem bez šípovitosti, viz obrázek.



Obrázek 11 - změna odporu vzduchu v závislosti na úhlu šípovitosti křídla (Raymer et al., 1998)

To znamená, že kritické Machovo číslo je pro šípovité křídlo vyšší než pro křídlo s nulovou šípovitostí a wave drag při letu v transsonickém režimu je oproti křídlu se šípovitostí 0° značně snížen. To je v kontextu naší práce rozhodující výhodou. Proto jsme šípovité křídlo zvolili jako směr dalšího vývoje a tvar křídla je zásadní změnou oproti prototypu Ernst Mach 05. Šípovité křídlo má nicméně také množství nevýhod. Mezi nejdůležitější patří jeho složitější konstrukce. Jelikož výztuhy křídla jsou při stejném rozpětí delší než výztuhy stejného křídla bez šípovitosti, je šípovité křídlo náchylnější k negativním aeroelastickým jevům, např. flutteru (viz výše). Aby šlo těmto jevům zamezit, je nutné použít více výztuh, popř. silnější výztuhy, což zvyšuje hmotnost křídla. Další nevýhodou šípovitého křídla je jeho chování při letu nízkou rychlostí, tj. hlavně při vzletu a přistání. Jelikož se vzduch kolem křídla pohybuje nižší rychlostí než v případě křídla bez šípovitosti, letadlo má vyšší pádovou rychlost, a tedy dříve ztratí vztlak kvůli odtržení mezní vrstvy. Při takto nízké rychlosti se navíc vzduch vlivem tvaru křídla přesouvá od jeho kořene k jeho konci, kde se vlivem turbulencí odtrhne mezní vrstva nejdříve. To vede ke ztrátě vztlaku na zadní části křídla, což posune působiště aerodynamických sil vpřed a změní chování letadla, zejména tlačí nos letadla vzhůru. Při manévrech v nízké rychlosti tak hrozí ztráta kontroly nad letadlem a havárie. Výše uvedené nevýhody lze kompenzovat využitím např. vztlakových klapek, slotů atp. I proto dnes šípovité křídlo nachází široké využití, například u velkých dopravních letadel, kde je výhodou jeho nižší odpor při transsonických a vysokých subsonických rychlostech a jeho aerodynamická účinnost.

Dalším typem šípovitého křídla, které řeší aeroelastické nedostatky popsané u křídla šípovitého s lichoběžníkovým půdorysem je tzv. delta křídlo – křídlo trojúhelníkovitého tvaru. Trojúhelníkový tvar křídla umožňuje navrhnout vnitřní strukturu křídla pevnější a lehčí, což omezuje výše uvedené aeroelastické problémy.

Navíc delta křídlo při stejném rozpětí a délce náběžné hrany poskytuje větší plochu, a tedy potenciálně větší vztlak. Jeho nízké AR naopak negativně ovlivňuje poměr vztlaku a odporu a tudíž činí delta křídlo méně efektivním z hlediska indukovaného odporu, zejména za nižších rychlostí, kde nevyužije své dobré transsonické vlastnosti. Delta křídlo dnes nachází využití zejména u letounů navržených pro supersonické rychlosti, zejména u vojenských stíhacích letounů a nadzvukových dopravních letadel (SSTs).

Díky jeho relativně jednoduché konstrukci a lákavým vlastnostem při letu vysokou rychlostí jsme se rozhodli delta křídlo v naší práci dále zkoumat.

K vyhodnocení chování různě zkonstruovaných křídel, shroudů a dalších prvků UAV se dnes kromě experimentů využívají i CFD simulace (computational fluid dynamics).

Podstatou CFD simulací je numerické řešení diferenciálních rovnic, popisujících proudění tekutin. Na předem stanovené síti buněk ve zkoumané oblasti je tak možné odečítat hodnoty např. tlaku, teploty, rychlosti proudění atd. Simulace nám umožňuje realisticky modelovat aerodynamické podmínky, které by jinak musely být testovány experimentálně. Informace získané CFD simulací nám umožňují optimalizovat aerodynamiku již ve fázi elektronického 3D designu a upravovat design tak, aby bylo nejlépe dosaženo cílových parametrů. Dynamiku tekutin určují dle klasické mechaniky tři zákony: zákon zachování hmotnosti, hybnosti a energie. Pomocí rovnic těchto zákonů a znalosti povahy plynu můžeme poměrně přesně modelovat téměř jakýkoliv aerodynamický systém. Pohybovou rovnicí tekutiny je rovnice kontinuity, vycházející ze zákona zachování hybnosti a zákona zachování hmotností, tedy ze třetího Newtonova zákona. Zákon zachování energie vychází z prvního zákona termodynamiky. (Hirsch, 2007)

Pohon UAV

Aby bylo možno dosáhnout cílové rychlosti a zkoumat při ní vzniklé aerodynamické jevy, je nutné zvolit takový systém pohonu UAV tak, aby umožnil UAV spolehlivě odstartovat, dosáhnout cílové rychlosti a udržet se v ní po dobu dostatečnou k provedení výzkumu. V úvahu připadá pohon elektrickým motorem, raketovým motorem nebo motorem proudovým.

Pohon UAV elektrickým motorem je dnes v oblasti leteckého modelářství a konstrukce UAV běžný. Funguje na principu pohonu vrtule elektrickým motorem. Vrtule je někdy umístěna volně ve vzduchu nebo ve válcovité trubici, poté hovoříme o tzv. trubicovém elektrickém větráku (Electric ducted fan, EDF). Jeho výhodou je možnost plynulé regulace tahu změnou otáček motoru, rozšířenost tohoto druhu motoru v modelářské komunitě a jeho dobrá dostupnost. Nevýhodou je relativně velké množství komponent (baterie, řídící obvod, kontrolér motoru, motor a spojovací kabely), vyšší hmotnost a tím pádem horší poměr tahu k hmotnosti. Elektricky poháněná vrtule také není schopná dosáhnout vysoké výtokové rychlosti vzduchu, což limituje maximální rychlost letadla, jelikož ta při vodorovném letu výtokovou rychlost motoru nikdy nepřesáhne. Z důvodů dobré ovladatelnosti a spolehlivosti je pohon UAV elektrickým motorem v kontextu naší práce ideální pro letové testy s cílem ověřit si chování letounu při vzletu, přistání a manévrech za nízké rychlosti. Nízká výtoková rychlost ovšem neumožňuje využít elektrický motor pro výzkum transsonických rychlostí. Kvůli zvýšení výtokové rychlosti motoru je nutné použít motor reaktivní, který funguje na principu spalování hořlavého paliva a usměrnění proudu spalin tak, aby reakční síla poháněla letadlo vpřed. Mezi reaktivní motory řadíme motory raketové a proudové.

Raketové motory

Raketové motory se vyznačují spalováním hořlavé směsi okysličovadla a paliva. Jelikož okysličovadlo je přímo součástí chemické reakce paliva, bývá hoření raketových motorů zpravidla rychlé a intenzivní. Raketové motory lze rozdělit na motory na kapalné pohonné hmoty, hybridní motory a motory na tuhé pohonné hmoty (TPH motory).

Motory na kapalné pohonné hmoty a hybridní motory vyžadují možnost spalovat alespoň jednu složku paliva v kapalném skupenství, což umožňuje značně zlepšit efektivitu hoření z důvodu lepší promíchanosti směsi paliva a okysličovadla a také regulovat výkon motoru regulací množství pohonných hmot vpouštěných do motoru. Problematika skladování, dodávky (turbopumpou) a spalování kapalných pohonných hmot je nicméně vysoce komplexní a náročná, a jen výjimečně nachází využití mimo komerční lety do vesmíru a pokročilý letecký výzkum. Z tohoto důvodu bohužel nejsou vhodnou variantou pohonu našeho UAV.

V úvahu tedy připadají raketové motory na tuhé pohonné hmoty. Jejich výhodou je spalování obou složek (tj. paliva i okysličovadla) v pevném skupenství, což značně zjednodušuje

konstrukci tohoto typu motoru, jelikož nepotřebuje nádrže ani čerpadla pohonných hmot. Pohonné hmoty bývají zpravidla rozmělněny a smíchány, roztaveny vysokou teplotou, nality do vhodné formy a ponechány k zatvrdnutí. Tuhá pohonná hmota požadovaného tvaru, velikosti a složení určená k umístění do motoru bývá označována jako palivové zrno (propellant grain). Jejich použití (popř. použití více zrn v jednom motoru) umožňuje výrobu raketových motorů na TPH různých tvarů a velikostí a také dlouhodobé skladování jejich paliva. Nevýhodou tohoto typu motorů je spalování obou látek v pevném skupenství, což je méně efektivní ve srovnání s motory hybridními a zejména s motory na kapalné pohonné hmoty. Jelikož je palivové zrno předem umístěno ve spalovací komoře, nejde při běhu motoru ovlivňovat rychlost jeho hoření, která je klíčová pro tah motoru. Regulace tahu motorů na TPH je tedy klíčovým problémem a jeho řešení nám umožní spolehlivě použít raketové motory na TPH k pohonu našeho UAV. Tato problematika je tedy jedním z klíčových témat naší práce.

V praxi lze tah raketových motorů na TPH ovlivnit volbou pohonných hmot, volbou tvaru a velikosti palivových zrn, spalovací komory a trysky motoru a augmentací proudu spalin po opuštění trysky motoru.

Volba pohonných hmot zásadní měrou ovlivňuje rychlost odhořívání palivového zrna a tím pádem dobu hoření motoru. Zpravidla platí, že pokud je množství paliva konstantní, vyšší rychlost hoření znamená vyšší tah motoru na kratší dobu a obráceně. Chemické složení paliva navíc ovlivňuje velké množství dalších proměnných, zejména teplotu hoření, vztah tlaku a rychlosti hoření nebo i skupenství motorových spalin.

Hoření propelentu je exotermní reakcí, která uvolňuje vnitřní energii propelentu a přeměňuje ji na kinetickou energii usměrněného proudu spalin, jenž díky zákonu akce a reakce produkuje tah, tedy dopřednou sílu působící na motor, v našem případě na celé letadlo. Množství uvolněné energie je určeno rozdílem vnitřní energie propelentu a vnitřní energie výsledných spalin. To také nazýváme energetickou bilancí reakce.

Důležitým parametrem zážehu motorů na TPH je zahrazení, což je poměr plochy hořícího propelentu k průřezu trysky v nejužším místě. Obecně platí, že stejný propelent dosáhne při vyšším zahrazení vyššího tlaku ve spalovací komoře. Tlak ve stabilním stavu lze spočítat pomocí rovnice $p = Kn \times \rho \times r \times v$, kde p je tlak ve spalovací komoře, Kn je zahrazení, ρ je hustota palivové směsi, r je rychlost hoření a v je výtoková rychlost spalin.

V modelářství běžně používané propelenty jsou často tvořeny buď černým prachem, nebo kombinací dusičnanu draselného jako okysličovadla a uhlovodíku jako paliva. Typicky používanými palivy jsou sacharóza, dextróza nebo sorbitol.

K popisu účinnosti raketového propelentu používáme jeho specifický impuls (Isp). Ten je ovlivněn zejména chemickým složením propelentu a poměrem jeho jednotlivých složek. Specifický impuls paliva je rozměrově shodný s únikovou rychlostí spalin. Tu můžeme zrychlit cca 1,65x použitím De Lavalovy (konvergentně divergentní) trysky. Tryska má úzké hrdlo, kde plyny dosáhnou rychlosti zvuku, a dále se rozšiřuje, což sníží tlak v plynu a dále ho zrychlí. Správně navržená tryska motoru má na svém konci tlak spalin stejný jako atmosférický tlak okolního vzduchu. Lze tak maximálně využít energii proudu spalin. Komplikované termodynamické výpočty si dnes lze usnadnit pomocí specializovaných počítačových simulací, např. OpenMotor, ProPEP, METEOR atd. (viz metodika). Jelikož jsou palivová zrna pevná a homogenní, je žádoucí, aby při spalování odhořívala od povrchu. Palivová zrna mohou odhořívat buď čelně, nebo od středu za využití spalovacího kanálu, popř. kombinací obou způsobů.

Při čelním (cigaretovém) hoření odhořívá celé čelo palivového zrna směrem od trysky k hlavě motoru. Nespornou výhodou tohoto způsobu hoření je konstantní odhořívající plocha palivového zrna, která znamená téměř konstantní rychlost hoření a tedy velmi rovnoměrný průběh tahu. Tento tvar zrna (zpravidla plný válec) také umožňuje dosáhnout vysokého naplnění spalovací komory, protože je téměř celá zaplněna pohonnou hmotou, tedy ve srovnání s geometrií se spalovacím kanálem umožňuje do stejně velkého motoru umístit větší množství pohonných hmot. Jeho jednoduchý tvar také značně zjednodušuje odlévání palivového zrna. Výhodou, ale i nevýhodou dle použití motoru je jeho delší doba hoření, neboť motor odhořívá od trysky až k hlavě motoru a hořící plocha tedy musí projít celou délkou spalovací komory. To dobu hoření značně prodlužuje, což zvyšuje nároky na odolnost stěn spalovací komory vůči vysoké teplotě, neboť kolem nich rozehřáté spaliny proudí delší dobu.

Motory využívající spalovací kanál jsou zpravidla konstruovány pro nižší dobu hoření než motory s čelním hořením. Jelikož hoření probíhá od kanálu skrz palivové zrno k jeho okrajům, což je ve většině případů daleko kratší vzdálenost než od jednoho konce zrna ke druhému, palivo hoří na větší ploše, ale kratší dobu. Výhodou tohoto typu hoření je jeho rychlý průběh, což umožňuje dosahovat vyššího tlaku ve spalovací komoře a vyšší výtokové rychlosti, což znamená lepší účinnost motoru. Průběh hoření je velkou měrou určen geometrií palivových zrn, a to zejména geometrií spalovacího kanálu. (Nakka)



Obrázek 12 - tvary spalovacích kanálů (Sutton, 2016)

Typický palivový kanál kruhového průměru odhoříváním zvětšuje svůj průměr, čímž se zvyšuje plocha hoření propelentu. To má za následek zrychlení odhořívání paliva, a tedy zvyšování tahu motoru s časem hoření. Nerovnoměrné rozložení tahu motoru v čase je nevhodné pro spolehlivý a opakovatelný průběh experimentů závisících na zážehu raketového motoru. Proto je důležité zvolit geometrii minimalizující změny tahu motoru v průběhu hoření. První možností je použití tvaru spalovacího kanálu, který má se zvyšujícím se průměrem přibližně konstantní plochu. Typicky používanými průřezy jsou půlměsíc, kříž nebo několikacípá hvězda. Jejich výhodou je snadno ovlivnitelný průběh hoření, nevýhodou pak složitější geometrie kanálu, což značně zvyšuje náročnost výroby formy a zejména odlévání palivového zrna. Z tohoto důvodu jsme žádný z těchto tvarů kanálu v práci

Další možností je využít palivová zrna typu BATES. BATES (z anglického BAllistic Test and Evaluation System, Systém balistických testů a hodnocení) je geometrie palivového zrna kombinující čelní hoření s hořením palivového kanálu, a dokonce i zadní stěny palivového

zrna. Při správné kombinaci délky zrna, průměru zrna a průměru spalovacího kanálu lze dosáhnout téměř konstantní rychlosti hoření zrna. Poměr těchto velikostí je dán rovnicí $L = \frac{1}{2}(3D_g + d_c)$, kde L značí délku palivového zrna, D_g průměr palivového zrna a d_c průměr spalovacího kanálu. Pokud parametry našeho zrna splňují tuto rovnici, bude průběh jeho hoření rovnoměrný. (Wikipedia, The free encyclopedia)

Nevýhodou je, že geometrie BATESu diktuje poměr těchto rozměrů a je tedy náročnější zkonstruovat BATES tak, aby šel výhodně umístit do spalovací komory předem daných rozměrů.

Výhodou je naopak modularita této geometrie. Průběh tahu motoru je prakticky nezávislý na počtu jednotlivých BATESů ve spalovací komoře.

Díky jejich jednoduché geometrii a možnosti modulární konstrukce jsme se rozhodli využitím BATESů v raketových motorech na TPH zabývat.

Další možností, jak lépe rozložit tah motoru v průběhu času je využít tzv. moon burner (měsíčitý hořák). Podobně jako u BATESu jde o geometrii válcového palivového zrna se spalovacím kanálem kruhového průřezu. Na rozdíl od BATESu však moon burner nemůže odhořívat od čel zrna a odhořívá tedy jen od stěn kanálu. Spalovací kanál je u moon burneru posunut z osy motoru směrem ke stěně spalovací komory. To má za následek, že při odhořívání propelentu a tím pádem zvyšování průřezu spalovacího kanálu nejdříve odhoří palivo mezi spalovacím kanálem a nejbližší stěnou. To snižuje plochu, na které palivo odhořívá a pomáhá tak vyrovnat efekt zvětšujícího se průměru spalovacího kanálu. Při odhoření paliva na jedné straně vzniká na průřezu motoru charakteristický poloměsíčitý tvar, odtud název geometrie. Nevýhodou je delší vystavení stěny spalovací komory vysokým teplotám uvnitř. Vzhledem k výhodám hoření moon burneru a možnosti kontroly průběhu hoření změnou průměru a umístění spalovacího kanálu jsme se rozhodli zabývat i touto geometrií palivových zrn.

Poslední možností augmentace tahu motoru na TPH je ovlivnění proudu spalin poté, co opustí trysku motoru. Zahrazením proudu spalin pohyblivými těžkotavitelnými dílci lze dosáhnout poměrně přesné kontroly tahu motoru. Nevýhodou tohoto přístupu je jeho konstrukční složitost a také fakt, že funguje na principu snižování tahu motoru, tudíž je vysoce neefektivní. Jelikož naše předpokládané využití nevyžaduje přesně kontrolovaný tah motoru a naopak cílí na jeho co nejvyšší účinnost, tuto metodu řízení tahu jsme vyloučili. Další možností je umožnit proudu spalin přisávat vzduch pomocí augmentoru (shroudu), jehož princip je více rozveden v následující kapitole.

Pro využití motorů na TPH při našem výzkumu se nabízí v zásadě tři možnosti. Lze je buď využít buď jako pomocný startovací motor, booster nebo sustainer.

Startovací motor (RATO, Rocket Assisted Take-Off, vzlet s pomocí rakety) spočívá v připevnění raketového motoru zpravidla na záď letounu a jeho zážehu těsně před startem letadla. Rychlé hoření motoru udělí letadlu vysoké zrychlení, které mu umožní rychle dosáhnout vzletové rychlosti a tím zkrátit dráhu potřebnou ke vzletu. Jelikož naše UAV využívají geometrie křídel optimalizované pro vyšší rychlost letu, a tedy méně účinné při nízké rychlosti např. právě při vzletu, je použití RATO lákavou možností pro zajištění rychlého a spolehlivého vzletu UAV za situace, kdy letový motor neposkytuje dostatečně vysoký poměr tahu k hmotnosti (T/W), a tedy počáteční zrychlení. V této práci se jím zabýváme jako prostředkem k usnadnění startu UAV s pulzačním motorem o malém výkonu. Další možností je použití motoru na TPH jako hlavní pohonné jednotky tj. k pohonu rakety/raketoplánu. Motor na TPH může fungovat buď v režimu tzv. boosteru. Jedná se o motor na TPH, který svým vysokým tahem na krátkou dobu znatelně urychlí raketoplán (popř. raketu) a je následně zpravidla odhozen. V kontextu rakety je jako booster zpravidla označován motor jejího prvního stupně, který často plní úlohu jak motoru startovacího, tak

urychlovacího. Jelikož se plánujeme zabývat chováním křídel za vysokých rychlostí, je využití boosteru k jejich dosažení logickým krokem. Využití boosteru ke startu rakety či raketoplánu by nám také umožnilo zkonstruovat menší a konstrukčně jednodušší prototyp, který je stále schopen dosáhnout vysokých rychlostí. Proto se návrhem boosteru v této práci aktivně zabýváme.

Pro prodloužení aktivní fáze letu raketoplánu je vhodné použití raketového motoru na TPH koncipovaného jako sustainer. Sustainer je funkčně podobný boosteru. Zásadním rozdílem oproti boosteru je, že sustainer má při stejném celkovém impulsu mnohem delší dobu hoření a nebývá po dohoření odhozen. Při vhodné konstrukci TPH (geometrie a složení) lze sloučit funkci boosteru a sustaineru i v rámci jednoho motoru/spalovací komory. Tímto výzkumem se v rámci této práce také aktivně zabýváme.

Proudové motory

Ideálním kandidátem na pohon UAV pro vyšší rychlosti jsou motory proudové. Na rozdíl od raketových motorů na tuhé pohonné hmoty je jejich tah regulovatelný a jejich pracovní doba je řádově vyšší. Pro vodorovný let cílovou rychlostí 0,6 M po delší dobu je proudový reaktivní motor v podstatě jedinou nám dostupnou možností. Mezi proudové reaktivní motory řadíme turbínový proudový motor, náporové motory typu ramjet a scramjet a pulzační proudový motor.

Podstatou turbínového proudového motoru je vnitřní ústrojí turbíny a kompresoru. Vzduch vstupuje do motoru skrze kompresorové ústrojí, které žene vzduch dále do motoru. Takto stlačený vzduch zpravidla vstupuje do spalovací komory, kde je do něj vstříknuto palivo a směs je zažehnuta. Toto spalování generuje velké množství tepla, které způsobí rozpínání vzniklých plynů. Ty ze spalovací komory unikají vysokou rychlostí skrze turbínu, které předají část své kinetické energie a tím ji roztočí. Turbína následně pohání zmíněný kompresor, což umožňuje běh motoru. Plyny unikající z turbíny, případně i ze speciálně zkonstruovaného kompresoru (u tzv. dvouproudového motoru, turbofan engine), tvoří tah motoru, tedy sílu tlačící letadlo vpřed. Díky kompresorovému ústrojí je tento typ motoru schopen operovat při mnoha různých rychlostech letadla (při vhodně zkonstruovaném vstupu vzduchu je motor provozuschopný až do středních supersonických rychlostí). Jeho výhodou je také relativně vysoká účinnost, která ale při supersonických rychlostech znatelně klesá. Tento typ motoru je dnes široce využíván, zejména na dopravních a stíhacích letounech, ale i v leteckém modelářství a konstrukci UAV. Jeho nevýhodou je složitá konstrukce z důvodu ústrojí kompresoru a turbíny, a tedy nižší spolehlivost a vyšší pořizovací cena. Konstrukce turbínového proudového motoru svou složitostí dalece převyšuje rozsah této práce. Dalším typem proudového reaktivního motoru je motor náporový. Jeho základní princip je obdobou pracovního principu motoru turbínového, ale obejde se bez ústrojí kompresoru a turbíny. Ke stlačení vstupujícího vzduchu je využívána jeho rychlost společně s geometrií vstupu samotného. Stlačený, a tedy zahřátý vzduch následně vstupuje do spalovací komory, kde je do něj vstříknuto palivo a směs se zažehne. Horké spaliny se rozpínají a unikají tryskou na zadní straně motoru, což tvoří jeho tah. Motory typu ramjet a scramjet se liší geometrií vstupu vzduchu a spalovací komory. Motor ramjet je konstruován tak, aby vstupující vzduch zpomalil na subsonickou (podzvukovou) rychlost, zatímco motor scramjet je optimalizován pro vstup vzduchu nadzvukovou rychlostí. Výhodou těchto motorů je ve srovnání s turbínovým motorem jednodušší konstrukce, a jelikož unikající spaliny nejsou brzděny turbínou, zpravidla umožňují i vyšší maximální rychlost. Jejich nevýhodou je závislost na rychlém vstupujícím vzduchu kvůli jeho následnému stlačení ve spalovací komoře. To znamená, že tyto motory nejsou schopny statického provozu, a musí být urychleny na startovací rychlost, aby bylo možno je zažehnout. Toto je v praxi zpravidla řešeno urychlením letounu na startovací rychlost buď raketovým motorem na tuhé pohonné hmoty, nebo pomocí

jiného letounu s pohonem turbínovými motory. Nutnost vysoké provozní rychlosti také znamená, že tento typ motorů je při subsonických rychlostech extrémně neúčinný a turbínový motor v účinnosti předstihne až při supersonických rychlostech. (viz obrázek). I když nutnost počátečního urychlení letadla kvůli startu motoru s sebou přináší značné komplikace co do složitosti konstrukce UAV a tento typ motoru jsme nevyužili, představuje slibný směr dalšího vývoje, zejména pokud je naším cílem dosažení vyšších rychlostí.



Propulsion Performance

Obrázek 13 – účinnost proudových motorů při různých rychlostech (Wikipedia, The Free Encyclopedia)



Obrázek 14 Motory typu turbojet, ramjet a scramjet (Wikipedia, The Free Encyclopedia)



Obrázek 15 – Pulzační motor (Military aviation museum)

Speciální druh proudového reaktivního motoru představuje motor pulzační, který funguje na principu periodicky se opakujícího (pulzujícího) spalování paliva ve spalovací komoře motoru (viz obrázek 16). Díky tomuto principu obsahují pulzační motory naprosté minimum pohyblivých součástí, což značně zjednodušuje jejich konstrukci. Vzduch do motoru přivádí podtlak vytvořený únikem spalin z trysky ve spojení s geometrií motoru, což pulzačnímu motoru umožňuje pracovat nezávisle na rychlosti vstupujícího vzduchu, což je jejich zásadní výhoda nad náporovými proudovými motory. Jednoduchost jejich konstrukce naopak představuje zásadní výhodu nad motory turbínovými. Díky jednoduché konstrukci navíc mají pulzní motory přívětivý poměr tahu a hmotnosti. Nevýhodou tohoto typu motoru je jeho nižší účinnost ve srovnání s ostatními proudovými motory, a tedy vyšší spotřeba paliva při stejném tahu. Pulzační proudové motory se dělí na dva hlavní typy, a to bezventilové a ventilové.

Bezventilové pulzační motory se vyznačují konstrukcí bez jakýchkoli pohyblivých částí. Samotné pulzační spalování je umožněno čistě geometrií motoru, která zpravidla zahrnuje spalovací komoru a trysku ústící ve stejném směru jako vstup vzduchu. Absence pohyblivých částí činí z bezventilového motoru motor mimořádně jednoduchý na konstrukci a nebývale spolehlivý. Jeho závislost na precizní geometrii spalovací komory a vstupu vzduchu ovšem znamená, že bezventilový motor je náročný na návrh a zpracování, protože sebemenší odchylky ve vnitřní geometrii mohou narušit průběh spalovacího cyklu. Navíc vstup vzduchu a tryska ve stejném směru znamenají zpravidla větší konstrukci motoru a motor navíc vykazuje horší účinnost než druhý typ pulzačního motoru.

Druhým typem je pulzační motor ventilový. Geometrii vstupu vzduchu v něm nahrazuje systém jednocestných vzduchových ventilů, které umožňují vzduchu vstoupit do spalovací komory standardně z přední strany, ale nutí horké spaliny vyletovat ze zadní části motoru. To podstatně zjednodušuje geometrii vstupu vzduchu a spalovací komory a činí návrh motoru jednodušším z hlediska geometrie, i když ventily jako pohyblivé součásti představují riziko poruchy a ventilové pulzační motory mají tedy ve srovnání s bezventilovými nižší spolehlivost a kratší životnost. Užití ventilů lépe odděluje spalovací komoru od vnějšího prostředí při spalování paliva, což má za následek vyšší účinnost ve srovnání s motory bezventilovými. Představuje ale zároveň nutnost volby materiálů a konstrukce ventilů, která je citlivá na typ používaného paliva. Možnost vstupu vzduchu zepředu motoru zmenšuje přední plochu motoru, což je mimořádně důležité pro aerodynamiku UAV při letu vyššími rychlostmi.



Obrázek 16 - Jednotlivé fáze ventilového PJE (Wikipedia, The Free Encyclopedia)







Typ pulzačního proudového motoru	Výhody	Nevýhody
Bezventilový	Snadná výroba Vysoká provozní životnost Konstrukce bez pohyblivých částí	Nižší účinnost Vyšší odpor vzduchu Citlivost na typ a způsob vstřikování paliva a geometrii motoru
Ventilový	Vyšší účinnost Menší čelní plocha	Nižší provozní životnost Složitější výroba Citlivost na konstrukci ve vztahu k použitému palivu

Z důvodu vyšší účinnosti, jednoduššího ladění geometrie motoru a optimálně umístěného vstupu vzduchu je pro naše účely ideální ventilový pulzační motor.



Obrázek 18 – princip augmentoru Lockwooda Hillera (Hiller, 1965)

U pulzačních motorů se v 60. letech minulého století objevily snahy o zvýšení tahu, respektive účinnosti motoru tzv. Augmentorem, pracujícím na principu ejektoru. Tyto pokusy byly dobře zdokumentovány Lockwoodem Hillerem. Dalším potenciálním přínosem je snížení hladiny hluku generovaného pulzačním motorem.

Augmentor je obvykle tvořen dutým kuželovitým nástavcem umístěným za tryskou pulzačního motoru, viz obrázek.

Z přední strany do augmentoru vstupuje proud spalin z motoru. Rychlý proud spalin snižuje tlak v augmentoru (dle Bernoulliho principu), což vede k tomu, že augmentor otevřenou přední stranou nasává okolní vzduch. Přisávaný vzduch se míchá s proudem spalin, přičemž je zahříván a urychlován. Relativně malé množství rychle se pohybujícího horkého plynu (spalin) je díky augmentoru transformováno na velké množství pomaleji se pohybujícího plynu (směsi spalin a okolního vzduchu). Vyšší množství plynu pohybující se nižší rychlostí ve vztahu k okolnímu vzduchu znamená efektivnější využití tahu motoru a tedy vyšší účinnost a tah při použití stejného motoru a množství paliva. V literatuře udávané zvýšení tahu augmentorem je až 40 %.

Jak vyplývá z obrázku, potenciální nevýhodou využití tohoto typu augmentoru je jeho vyšší aerodynamický odpor.

Řízení UAV

Problematika provozu UAV v extrémních podmínkách, jako je let ve vysokých výškách nebo vysokých rychlostech, přináší potřebu využít autopilota. Technologický vývoj v posledních dvou dekádách přinesl výběr širokého spektra sofistikovaných autopilotů (GPS navigace, dalekodosahová telemetrie, time of flight výškoměr, pitotova trubice atd.) za dostupné ceny.

Shrnutí cílů hluboké modernizace Ernst Mach 05

Cílem naší práce je navázat na výsledky loňské práce SOČ zabývající se stejným tématem a vyvinout přepracované a modernizované UAV s lepšími výkonnostními charakteristikami, a to zejména za účelem:

- 1. Výzkumu aerodynamiky letounů, proudění vzduchu a geometrií křídel za transsonických rychlostí (cca od 0,5 do 1 M)
- 2. Výzkum konstrukce a využití pulzačních proudových motorů a raketových motorů na tuhé pohonné hmoty pro start a pohon UAV.
- 3. Výzkum augmentace reaktivních motorů a analýza jejich vlivu augmentace na jejich výkon
- 4. Studium chování řídících ploch, serv a elektroniky za vysokých rychlostí
- 5. Dlouhodobým cílem je vývoj spolehlivého, rychlého a levného UAV s využitím zejména v oblasti záchranných a bezpečnostních složek a leteckého výzkumu

Díky formulaci cílů vývoje jsme stanovili následující cílové parametry designu našeho UAV

- 1. Maximální rychlost okolo 0,6 M
- 2. Užitečné zatížení do 350g (měřicí přístroje, náklad, CanSat atp.)
- 3. Aerodynamická čistota, tj. minimalizace aerodynamického odporu a interferencí pomocí výpočetních a experimentálních metod
- 4. Vzletová hmotnost do 4 kg
- 5. Rozpětí do 1200 mm (z důvodu snadného transportu)
- 6. Modulární konstrukce s využitím 3D tisku



Obrázek 19 – vývojový cyklus projektu EM06 (archiv autorů)

Náš pracovní postup se řídí předem stanovenou posloupností úkonů za účelem zajištění maximální efektivity vývoje a optimálních výsledků. Jeho uspořádání umožňuje rychlý iterativní design a konstrukci mnoha vývojových prototypů v různých stadiích vývoje. Vývojový cyklus začíná fází konceptuálního návrhu a výpočtů, které určují základní parametry prototypu v aktuálním stupni vývoje. Druhou fázi představuje konstrukce 3D modelu prototypu a následná třetí fáze zahrnuje počítačové simulace s využitím 3D modelu z druhé fáze a jeho optimalizaci na základě výsledků těchto simulací. Po dosažení cílených parametrů 3D modelu následuje čtvrtá fáze, tedy fáze rychlého prototypu. Pátá fáze zahrnuje komplexní testování tohoto prototypu různými prostředky za účelem ověření správnosti simulací a výpočtů z předchozích fází. Poslední, šestá fáze, je fáze analytická. V ní analýzou dat z páté fáze vyhodnocujeme správnost výpočtů a kvalitu prototypů a formulujeme cíle dalšího vývoje. Na šestou fázi lze plynule navázat opět první fází, tedy nastartovat vývojový cyklus nové generace prototypu.

Konceptuální návrh a výpočty

Pro fázi konceptuálního návrhu jsou téměř nezbytné zkušenosti a know-how z předchozích prototypů, v našem případě z loňského konceptu UAV Ernst Mach 05. Diskuse nad přednostmi a nedostatky předchozí generace projektu, jakož i obdobných projektů ze současnosti i historie nám umožňuje odhalit nedokonalosti v současném stavu tohoto odvětví, a tudíž příležitosti k dalšímu vývoji a zdokonalení. Podoba konceptuálního návrhu je tím pádem podřízena jeho požadovaným charakteristikám tak, jak stanovují původní požadavky. Na formulaci předběžného návrhu bezprostředně navazují výpočty, které ověřují realističnost a proveditelnost návrhu. V případě, že výpočty prokážou, že návrh nemůže v dané podobě fungovat či splnit zadané parametry, bude návrh upraven do podoby schopné tyto požadavky splnit. Výstupem této fáze je jasně zformulovaný návrh prototypu včetně jeho základních rozměrů, použitých materiálů a tvaru.

Tvorba 3D modelu

Tato vývojová fáze je zcela zásadní pro vývoj prototypu, neboť umožňuje vizualizaci konceptuálního návrhu do zřetelné a konkrétní 3D podoby, která znamená možnost vizuálního hodnocení modelu jako celku a analýzu jeho geometrie. Pro tvorbu obdobných 3D modelů bývá v tomto odvětví využit CAD (computer aided design; design s pomocí počítače) software. Běžné jsou programy Autodesk Fusion, Autodesk Inventor nebo Solidworks. Kvalitně zpracovaný 3D model z této fáze slouží jako podklad všem následujícím fázím vývoje. Naše 3D modely byly tvořeny v programech Autodesk Inventor a zejména Autodesk Fusion 360 s rozšířením Airfoil tools. To nám umožnilo přesně a efektivně připravovat 3D modely a vizualizace složitých geometrií modelů UAV i augmentorů motoru.

Simulace a optimalizace

Simulace a optimalizace za použití 3D modelu a s přihlédnutím k jeho předpokládanému způsobu použití dle konceptuálního návrhu nám umožňují stanovit si konkrétní představy o výkonových charakteristikách a chování prototypu za různých podmínek, se kterými se může při provozu setkat. Porovnání výsledků těchto simulací s konceptuálním návrhem poskytuje realistickou a poměrně přesnou zpětnou vazbu a umožňuje nám zhodnotit kvalitu 3D modelu ve srovnání s cílovými parametry stanovenými v konceptuálním návrhu. Pokud v této fázi objevíme zásadní odchylku od předpokládaných charakteristik prototypu, můžeme 3D model optimalizovat (např. změnou polohy křídel, přidáním zátěže, prodloužením raketového motoru atp.). V této fázi nepředstavují zásahy do 3D modelu a optimalizace jeho designu zásadní problém, zejména proto, že model existuje pouze v počítačové podobě. Toto nám umožňuje rychle a relativně nenáročně upravovat model prototypu, až dosáhne charakteristik stanovených v první fázi vývoje. Pro účely aerodynamických simulací jsme využívali zejména software ANSYS Fluent, díky kterému je možné přesně vizualizovat proudění vzduchu, zejména za účelem sledování práce augmentoru reaktivních motorů. Pro výpočty prototypů konstruovaných pro let přímo vzhůru byl využit software OpenRocket, který nám umožnil přesně předpovědět letové charakteristiky jako např. výšku apogea, aerodynamickou stabilitu či maximální zrychlení a další. K počátečním odhadům chování TPH pro raketové motory byl využit software ProPEP. Pro výpočty výkonové charakteristiky raketových motorů na tuhé pohonné hmoty jsme využili software OpenMotor, který umožňuje na základě znalosti tvaru a typu paliva a geometrie raketové trysky modelovat tah, průběh hoření a další charakteristiky motoru.

Rapid prototyping

Poté, co díky předcházejícím dvěma fázím získáme definitivní 3D model prototypu zahrnující jeho tvar a konstrukci, můžeme přejít k fázi rapid prototyping (rychlého prototypování). Podstatou této fáze je přenesení zmíněného modelu do podoby fyzického prototypu, a to co možná nejpřesněji. V této fázi vývoje se nabízí využití moderních technologií, zejména 3D tisku, který umožňuje rychle, levně a poměrně přesně převést počítačový model na model fyzický. Pro naše účely je ideální tisk z PLA plastu. PLA je levný, lehce tavitelný a spolehlivě tisknutelný plast, který je navíc biologicky rozložitelný. Jeho nevýhodou je právě lehká tavitelnost, která znemožňuje jeho použití v blízkosti větších zdrojů tepla. Pro tisk těchto komponent byly tedy využity materiály ABS a ASA, které jsou sice náchylnější na chyby při tisku, nicméně jsou pevnější a tepelně odolnější. Pro díly s vysokými požadavky na tepelnou a mechanickou odolnost (pevnost) experimentujeme s 3D tiskem z Nylonu plněného uhlíkovými vlákny. Po vytištění všech potřebných částí následuje kompletace modelu ze všech jeho komponent, zahrnující díly 3D tištěné, jakož i např. dřevěné, hliníkové, elektronické součásti atd.



Obrázek 20, 21 – příprava a 3D tisk dílů pro UAV (archiv autorů)

Testování

Testovací fáze je nezbytná pro ověření funkčnosti prototypu ve vztahu k cílům stanoveným v první fázi a také identifikaci problémů. V našem případě se dají testy rozdělit na dva základní typy, a to testy statické a letové. Statické testy jsou v testovací fázi ideálním prvním krokem, neboť nám poskytují unikátní příležitost otestovat jednotlivé součásti prototypu zvlášť, v kontrolovaném prostředí a pod naším blízkým dohledem. Díky této specifitě statického testování můžeme izolovat jednotlivé díly designu a zjišťovat konkrétní vliv změn těchto dílů nebo okolního prostředí na výsledky testů, např. měření tahu motoru a vlivu různých trysek a augmentorů na něj, což při letovém testování není možné. K letovému testování přistupujeme poté, co jsme si staticky ověřili funkčnost a spolehlivost všech částí prototypu a základní funkčnost prototypu jako celku. Letové testování je pro prototyp skutečnou zatěžkávací zkouškou, neboť mimo funkčnost jeho jednotlivých součástí testuje i funkčnost prototypu jako celku a harmonii jednotlivých aspektů jeho designu a konstrukce. Pouze letový test nám dovolí spolehlivě změřit výkonové charakteristiky celého prototypu, jako jeho obratnost nebo maximální rychlost.

Analýza dat

Tento krok je blízce svázán s testovací fází, jelikož vyhodnocuje data získaná testováním prototypu. Díky porovnání konkrétních cílů stanovených ve fázi konceptuálního návrhu a jejich experimentálně naměřených hodnot z testovací části můžeme určit oblasti, ve kterých náš prototyp úspěšně splnil stanovené cíle, jakož i problémy prototypu, které je potřeba odstranit, ale i jeho nedostatky a limity, jejichž odstranění či omezení může být ideálním cílem dalšího vývoje. Splněné i nesplněné cíle nám navíc dávají informaci o efektivitě celého vývojového cyklu a zejména o přesnosti simulací, provedených ve třetí fázi vývoje. Díky těmto informacím můžeme náš pracovní postup značně zdokonalit. Identifikované nedostatky se společně s novými cíli vývoje a ověřenými, spolehlivými postupy stávají výchozím bodem první fáze dalšího vývojového cyklu, jehož cílem je další zdokonalení projektu.

Výsledky

Návrh a konstrukce nových raketových motorů na TPH

V našem výzkumu raketových motorů na TPH jsme vycházeli z koncepce motoru Prometheus od Czech Rocket Society. Všechny pohonné hmoty pro motory jsme si připravovali sami. V této práci se budeme zabývat třemi modely raketových motorů – původním motorem Prometheus a námi odvozenými variantami Daidalos a Zeus.

Výroba a charakterizace TPH

Motor Prometheus nám nabídl možnost si vyzkoušet metody výroby palivových zrn pro předem existující spalovací komoru a trysku. To nám umožnilo soustředit se na výzkum složení a geometrie palivových zrn a získané zkušenosti využít při konstrukci pokročilejších motorů.

Pro výběr propelentu byly provedeny výpočty dvou běžně používaných palivových směsí. Klíčovým parametrem pro nás byla jednoduchost výroby a dostupnost surovin. Jelikož teoretický výpočet v programu ProPEP neukázal na žádné využitelné výhody slože s přísadou síry (SX81), rozhodli jsme se jako propelent využít KNSB, tedy kombinaci dusičnanu draselného a sorbitolu v hmotnostním poměru 65:35. Teplota tání sorbitolu je navíc nižší než teploty tání jiných běžně používaných raketových paliv, což usnadňuje odlévání motorových zrn. Sorbitol je běžně dostupný a KNSB jako propelent je velmi tolerantní vůči chybám a nedokonalostem při odlévání, kterým se v našich podmínkách nelze vyhnout. V případě jiných TPH směsí, např. AP butadien kompozitu hrozí bubliny v palivovém zrnu masivním nárůstem tlaku až explozí motoru.

Pro geometrii motorových zrn jsme zvolili BATES z důvodu jeho jednoduché konstrukce. BATESy jsme odlévali do předem připravených třídílných forem. Ty se sestávají ze spodního víčka s otvorem, 3D tištěného z ABS, vnějšího obalu BATESu v cílové délce a průměru, také 3D tištěného z ABS a trnu určeného k vytvoření spalovacího kanálu. Jako trn byla využita hliníková trubka o vnějším průměru 10mm. Před odlitím zrna jsou spodní víčko a trn potřeny mazivem, v našem případě WD-40, pro usnadnění extrakce hotového BATESu z formy. Po nasazení víčka na vnější schránku BATESu je do otvoru v něm vsazen trn, forma je vylita roztaveným propelentem a na její vrchní stranu je nasazen středící kroužek, který drží trn ve svislé poloze. Po ztuhnutí a vychladnutí propelentu jsou z formy odstraněny středící kroužek, trn a spodní víčko. Vnější válcovitý obal zůstává součástí BATESu a slouží jak ke zlepšení pevnosti a ochraně povrchu propelentu před drolením nebo znečištěním, tak k ochraně stěny spalovací komory před horkými plyny při zážehu motoru. Obal je při zážehu zničen, je tedy potřeba vytisknout nový pro každý vyrobený BATES.



Obrázek 22 – nalité BATESy (archiv autorů)



Obrázek 23, 24 – CT scany nalitých BATESů (archiv autorů)

Testovací set čtyř takto vyrobených BATESů byl díky spolupráci se společností EXPLOSIA podroben CT scanu. Výsledky ukázaly výrazný vliv způsobu přípravy BATESů (konkrétně mletí) na jejich homogenitu (viz obr.). Hrubší mletí (s výraznějším zastoupením částic o větší velikosti) dávala lepší výsledky a výslednou nižší porozitu než jemné mletí, neboť méně namleté KNSB je při stejné teplotě tekutější, a značně tak usnadňuje lití BATESů. V rámci dalšího pokračování projektu plánujeme charakterizovat velikosti částic pomocí Mastersizeru (laserová difrakce). Testovací BATESy byly následně podrobeny testu v balistické bombě (viz obr.) za účelem vyhodnocení závislosti rychlosti jejich hoření na tlaku ve spalovací komoře na způsobu jejich přípravy. Závislost rychlosti jejich hoření na tlaku ve spalovací komoře je jeden z klíčových parametrů charakterizujících TPH a jeho znalost nám umožní v budoucnu optimalizovat konstrukci palivových zrn pro naše motory. Z obrázků je jasně patrné rychlejší hoření a rychlejší nárůst tlaku v případě BATESu z hrubě namleté směsi.



Obrázek 25, 26 – závislost rychlosti hoření na tlaku a tlaku na čase při testu v bombě (Archiv autorů)

Motor Prometheus +

Teoretické výpočty v programu OpenMotor pro motor Prometheus s naším KNSB palivem ukázaly na možnost zvýšení celkového impulsu motoru na 220 Ns pomocí úpravy geometrie BATESů (viz tabulka, obr.), což představuje oproti původní laboraci motoru (viz data Czech Rocket Society v tabulce) zlepšení o 30 %.

Výkonnostní parametr motoru Prometheus V0.5	Hodnota
Celkový impuls	169 [N.s]
Doba hoření	1.1 [s]
Nejvyšší tlak v motoru	3.3 [MPa]
Nejvyšší tah	160 [N]
Hmotnost paliva	133 [g]
Hmotnost prázdného motoru	128 [g]
Specifický impuls	129 [s]
Typ paliva	KNSB

Tabulka 2 - parametry původního motoru Prometheus

Tabulka 3 – parametry navržené úpravy

Výkonnostní parametr motoru					
Prometheus	Hodnota				
Celkový impuls	221 [Ns]				
Doba hoření	1,2 [s]				
Nejvyšší tlak v motoru	4,2 [MPa]				
Nejvyšší tah	220 [N]				
Hmotnost paliva	169 [g]				
Hmotnost prázdného motoru	128 [g]				
Specifický impuls	133 [Ns]				
Typ paliva	KNSB				



Obrázek 27 – průběh tahu navrženého motoru Prometheus (archiv autorů)

Motor Prometheus jsme za účelem ověření jeho vlastností sestavili a podrobili balistickému testu na měřícím standu. Test byl úspěšný a prokázal stabilitu hoření paliva a nezávadnou konstrukci motoru. Testovací aparatura a průběh testu jsou zobrazeny na obrázku 28. Další testy budou následovat v nejbližší době s cílem výkon motoru lépe charakterizovat.



Obrázek 28: Statický test motoru Prometheus (Archiv autorů)

Na základě zkušeností s konstrukcí motoru Prometheus jsme navrhli nové motory s vyšším výkonem, a to motory Daidalos a Zeus.

Motor Daidalos

Motor Daidalos vychází z koncepce motoru Prometheus, avšak používá prodlouženou spalovací komoru vlastní konstrukce. To nám umožňuje do motoru umístit větší objem propelentu, a tedy odpovídajícím způsobem zvýšit jeho celkový impuls dle simulace (viz obr.)



Obrázek 29 - simulace motoru Daidalos (archiv autorů)

Pro geometrii palivových zrn jsme zvolili 5x moon burner z KNSB, neboť umožňuje rovnoměrný nárůst tlaku (tím i zrychlení), plateau hoření za relativně nízkého tlaku v komoře a pozvolné dohořívání, které umožňuje prodloužit dobu sběru dat. Delší doba zážehu s měnícím se tahem se nabízí ke studiu augmentace tohoto motoru pomocí shroudu a přisávání vzduchu.

Pomalejší náběh tahu motoru Daidalos v prvních 0,4 s zážehu není optimální pro jeho použití jako RATO motor. Ten totiž potřebuje co nejrychlejší náběh tahu hned po zážehu, aby se letoun při opuštění startovací rampy už pohyboval rychlostí, kdy je aerodynamicky stabilní. Řešením tohoto problému je výroba části palivových zrn z propelentu KNPSB, tedy KNSB s přídavkem chloristanu draselného, který hoří znatelně rychleji než KNSB. Tím poskytuje rychlejší náběh tahu po zážehu.

V současné době probíhá příprava na test motoru Daidalos. Byl vyroben motor o celkové délce 275mm, což prodloužilo spalovací komoru na 240 mm. Po výrobě palivových zrn bude následovat testovací zážeh.

Motor Zeus

Motor Zeus je navržen jako pokračování vývoje motoru Daidalos, od něhož přebírá geometrii trysky i palivových segmentů. Používá delší spalovací komoru (485 mm), umožňující vložení až 9 palivových zrn (oproti 5 u Daidala). To nám umožňuje v motoru použít 474 g propelentu a získat celkový impuls až 640 Ns (viz obrázek).



Obrázek 30 - Simulace motoru Zeus (archiv autorů)

Geometrie palivových zrn byla zvolena s ohledem na co nejnižší pracovní tlak, který je díky použití původní trysky s průměrem hrdla 6,2 mm relativně vysoký (v porovnání s Prometheem). Vyšší tlak příznivě ovlivňuje Isp, nicméně je spojen s vyšším rizikem únavy materiálu.



Z tohoto důvodu byla pro další vývoj motoru navržena nová tryska s průměrem hrdla 6,8 mm a zároveň s optimálním expanzním poměrem (viz obrázek).

Obrázek 31 – Simulace motoru Zeus s tryskou vlastního návrhu (archiv autorů)

Velký impuls motoru Zeus umožňuje jeho použití ke studiu velmi vysokých rychlostí. Podle předběžných výpočtů umožní přiblížení se rychlosti zvuku, což je klíčové pro testování pokročilých půdorysů křídel.

V rámci počítačových simulací jsme se zaobírali modelováním zvýšení tahu raketového motoru pomocí ejektoru, který funguje podobně jako augmentor u pulzačních motorů popsaný výše. Pro studium funkce ejektoru byl zvolen jednoduchý model trubicového ejektoru. Jeho geometrie byla navržena dle publikované experimentální metodiky R. Schaefera. (Schaefer, 1998)



Obrázek 32 – Zadání CFD simulace ejektoru (Archiv autorů)

Nové pulzační motory

Oproti minulým rokům se v tomto projektu zaměřujeme na ventilové pulzační motory. Důvodem je jejich menší komplikovanost z hlediska návrhu geometrie a palivové soustavy i potenciálně o něco vyšší kompresní poměr a tudíž i účinnost. Modifikací vstupu vzduchu jak ukazuje obrázek (Obr. 32) i ventilového ústrojí chceme zvýšit tah našeho motoru RTR z 20N na 40N. Cílem těchto úprav je zejména zvýšení účinnosti v rychlostech nad 400 km/h kde mají běžné ventilové modelářské pulzační motory tendenci k poklesu výkonu. První testy takto upraveného motoru plánujeme již na začátek dubna.

V průběhu dubna budeme na upraveném měřícím standu testovat i několik verzí ejektorového augmentoru pomocí něhož chceme dosáhnout zvýšení tahu i v nízkých rychlostech, což by přispělo k lepší akceleraci našeho UAV při startu a stoupání.





Obrázek 33 – 3D model PJE s rychlostním inletem (Archiv autorů)

Obrázek 34 - test pulzačního motoru (Archiv autorů)

Spolu s tím pracujeme na konstrukci motoru o výkonu přes 90N, viz přiložené konstrukční schéma, který by měl pohánět finální verzi UAV EM06 a umožnit dosáhnout horizontální rychlosti přes 0,5M.



Obrázek 35 – PJE (Archiv autorů)

Měřící instrumentace pro statické testy vyvíjených motorů

Za účelem testování průběhu a velikosti tahu námi vyrobených motorů byly vypracovány návrhy na tři testovací stojany (test standy) různých velikostí vlastní konstrukce (viz obrázek), které se sestávají z vodorovných lineárních pojezdů, do kterých je uchycen testovaný motor za účelem snížení tření při testu. Tah je odečítán pomocí load cell (elektronického siloměru), který nám umožňuje přesně zaznamenat tah motoru v závislosti na čase.



Obrázek 36, 37, – testovací stand, Obrázek 38 – výsledky testovacího měření, Obrázek 39 – uchycení testovacího motoru (Vše Archiv autorů)



Obrázek 40 – Výkres testovacího standu (archiv autorů)

Nové aerodynamické a konstrukční řešení transsonického UAV

Ernst Mach 05 delta – výsledky letových testů

Za účelem ověření zvolené aerodynamické koncepce s šípovitým křídlem typu cropped delta jsme se rozhodli použít modifikaci prototypu UAV Ernst Mach 05 s delta křídlem (s profilem NACA 63-210) a ocasními plochami ve tvaru V (se štíhlým profilem NACA 0004). Tento prototyp byl zalétán s pohonem elektrickým dmychadlem (EDF) se startem z katapultu. Testy potvrdily dobré letové vlastnosti při vzletu a přistání a zároveň ukázaly na potřebu zvýšit stabilitu letounu společně se změnou geometrie upevnění EDF nad trupem.

Obrázek 41,42 – UAV na startovací rampě (Archiv autorů)







Obrázek 43 – Letový test Ernst Mach 05 (Archiv autorů)

Ernst Mach 05 delta – výsledky CFD simulací

Pro ověření aerodynamických vlastností letounu za vysokých rychlostí (0,4M) jsme provedli simulace CFD. Výsledky ukázaly, že zvolený aerodynamický profil o tloušťce 10 % spolu s motorem umístěným v gondole nad trupem způsobuje příliš vysoký růst aerodynamického odporu (viz obrázky níže), a proto bylo nezbytné přistoupit k radikální změně aerodynamického uspořádání, které vyústilo v návrh označený Ernst Mach 06 (EM06).



Max. Value skin friction

Návrh a stavba experimentálního raketoplánu Ernst Mach R

Aby bylo možné testovat geometrii a chování křídel za velmi vysokých rychlostí, které jsou mimo současné možnosti UAV Ernst Mach 05, je potřeba vyvinout testovací platformu schopnou těchto rychlostí nad 0,6 M spolehlivě dosáhnout. Z tohoto důvodu jsme započali vývoj testovacího raketoplánu Ernst Mach R pro let vysokými rychlostmi. Díky jeho jednoduché konstrukci a vysokému poměru tahu a hmotnosti je nejvýhodnějším motorem pro tento prototyp raketový motor na TPH. Raketoplán jsme proto navrhovali pro pohon motory Prometheus, Daidalos nebo Zeus, které byly navrženy tak, aby dokázaly EMR udělit rychlost v rozmezí 0,5 - 0,65 M (cestovní rychlost) resp. až po kritické Machovo číslo (v_{ne}) přes 0,9 M. Výsledky simulací v programu OpenRocket jsou uvedeny níže.



Obrázek 46 - startovací rampa pro EMR (Archiv autorů)

Nutnost testování velkého množství různých křídel a využití různých tvnů motorů znamená vývoj modulární konstrukce raketoplánu, schopné rvc

typů motorů znamená vývoj modulární konstrukce raketoplánu, schopné rychlých změn jeho struktury za účelem provádění rozdílných testů. Raketoplán je koncipován jako hornoplošník se standartní konfigurací ocasních ploch do T.



Obrázek 47 – řez modelem Ernst Mach R (Archiv autorů)

Po celé délce trupu na jeho hřbetní straně probíhá hliníkový nosník o rozměrech 15x15 mm, který uděluje trupu potřebnou pevnost a do kterého se uchycují testovaná křídla a ocasní plochy. Montáž různě dlouhých motorů je zajištěna vnitřní komorou, do které lze vkládat 3D tištěné vložky, které umožňují měnit umístění motoru v podélném směru. Tím je zajištěno, že těžiště raketoplánu bude optimálně umístěno (shodně s působištěm aerodynamických sil) i při použití různě dlouhých a různě těžkých motorů.

Kvůli testování augmentace tahu motoru je nutné umožnit montáž augmentoru. Pro prototyp raketoplánu jsme navrhli modulárně měnitelný konec trupu a válcový segment kolem zadní části motoru. Jejich výměna umožňuje zakomponování vstupů vzduchu a augmentoru přímo dovnitř trupu raketoplánu. Ten zajišťují 4 symetricky umístěné vstup vzduchu typu NACA, které nepřesahují obrys trupu.

Jejich výhodou je nízký aerodynamický odpor ve srovnání se standardní koncepcí shroudového / válcového augmentoru s volným vstupem vzduchu montovaného za trysku motoru. Nevýhodou je jejich nižší efektivita (pressure recovery) v rozmezí 0,6 - 0,8. Pro zajištění dostatečného přísunu vzduchu jsme zvolili geometrii se čtyřmi NACA ducty. Jejich účinnost je předmětem testování na raketoplánu.

Pro testování různých typů křídel je zásadní možnost jejich rychlé výměny. Ta je zajištěna uchycením křídlem přímo do hliníkového nosníku se třemi výztuhami procházejícími nosníkem a oběma křídly.

Aby bylo možné proudění kolem křídel analyzovat, budou na přídi prototypu umístěny dvě kamery natáčející křídla. Proudění kolem něj bude vizualizováno pomocí bavlnek na křídle. Ve stadiu návrhu je i příďová dýmovnice, která umožní proudění analyzovat detailněji než bavlnky.

Níže uvedený obrázek ukazuje prototyp EMR s motorem Daidalos.



Obrázek 48 – sestavený prototyp EMR s motorem Daidalos (Archiv autorů)

Rozměry EMR Daidalos (délka, rozpětí, \emptyset trupu) činí 750 x 330 x 75 mm, vzletová hmotnost činí 1200g, maximální rychlost (dle simulace v programu Open Rocket) je > 220 m/s (0,67M).



Obrázek 49 – Simulace EMR Daidalos v programu OpenRocket (Archiv autorů)

Rozměry EMR Zeus (délka, rozpětí, Ø trupu) činí 790 x 330 x 75 mm, vzletová hmotnost činí 1350g, maximální rychlost (dle simulace v programu Open Rocket) je ~ 340 m/s (1M).



Obrázek 50 - Simulace EMR Zeus v programu OpenRocket (Archiv autorů)

Design UAV Ernst Mach 06 s pulzačním motorem

Na základě zkušeností získaných práce na výše zmíněných prototypech byl vypracován návrh nové generace vysokorychlostního UAV s pracovním názvem Ernst Mach 06 (EM06) a cílem dosažení parametrů dle cíle práce (viz shrnutí cílů komplexní modernizace Ernst Mach 05). Ernst Mach 06 je dolnoplošník s deltovitým křídlem, poháněný augmentovaným ventilovým pulzačním motorem, startující s RATO (booster) motorem na TPH. Jeho delta křídlo využívá geometrii NACA 63-206 a je opatřeno winglety, které posouvají turbulentní proudění dál od konce křídel, a tím zvyšují jeho aerodynamickou účinnost. Pulzační motor je umístěn za trupem letadla, což značně snižuje aerodynamický odpor ve srovnání s prototypem Ernst Mach 05 Delta, jenž má pohonnou jednotku umístěnou nad trupem. Přívod vzduchu k pohonné jednotce zajišťují 4 vstupy vzduchu typu NACA. Vstupy vzduchu budou letově testovány na raketoplánu EMR, kde zároveň plní roli ejektorové air-augmentace.





Strukturálně je EM06 postaven kolem podélného hliníkového nosníku, který je umístěn ve spodní části trupu. Průběžné karbonové nosníky křídla procházejí otvory v podélném nosníku a vytvářejí s ním pevný a zároveň lehký strukturální uzel, podobně je to i v případě ocasních stabilizátorů. Umístění nosníku pomáhá konstrukci v absorpci nárazu v případě přistání na břicho, usnadňuje montáž záďového RATO motoru, záchranného brzdícího padáku atp. a zároveň usnadňuje montáž letové elektroniky a palivové nádrže.

CAD design EM06 s pulzačním motorem nyní prochází CFD simulacemi za účelem jeho aerodynamické optimalizace při rychlostech 0,4 - 0,6 Machu. Níže uvedený obrázek ukazuje meshování výpočetní sítě.



Obrázek 52, 53 - Síť pro výpočet pomocí CFD pro model EM06 (archiv autorů)

V současnosti probíhá vyhodnocení výsledků CFD simulace aerodynamického návrhu EM06.1, které určí směr dalšího vývoje.



Obrázek 54 - Evaluace aerodynamického návrhu EM06 pomocí CFD, dynamický tlak (archiv autorů)



Obrázek 55 – Evaluace aerodynamického návrhu EM06 pomocí CFD, vztlak a odpor vzduchu (archiv autorů)

První CFD simulace aerodynamického návrhu EM06.1 při rychlosti 0,4M (~ 500 km/h) u hladiny moře ukázali povzbudivé výsledky. Navržené aerodynamické úpravy přispěli k více než 30% snížení odporu vzduchu (na 71N) oproti EM05_Delta, přičemž odhadujeme, že

optimalizací trupu lze dosáhnout dalšího snížení čelní plochy (až o 25%) oproti EM06.1. Vzhledem k použitím křídla s 0° geometrického úhlu náběhu (AoA) byl vztlak nižší o cca 25% (145N). Další úpravy křídla proto budou spočívat v přidání cca 2° geometrického AoA což by spolu s winglety mělo zvýšit l/d více, minimálně 2x, jednou z uvažovaných možností k jeho dalšímu zvýšení je i použití křídla s vyšším l/d optimalizovaného pro nízká Reynoldsova čísla jako je NACA 2412 atp.

Pro otestování konstrukce a stavby, případně zalétání s menším pulzačním motorem (o průměru spalovací komory 66mm) je aktuálně konstruována také maketa EM06.1_sm v poměru 1:1,7, která již zohlednila některé výsledky CFD.



Obrázek 56 – Zmenšená maketa EM06.1_sm v poměru 1:1,7 (archiv autorů)

Avionika

Avionika vyvíjeného UAV je oproti loňskému roku postavena na bázi autopilota Speedy Bee F405 wing. Jeho hlavní výhodou oproti Pixhawk PX4 je nižší hmotnost a malý form factor. Jeho velikost (V x Š x D) je 20 x 35 x 45 mm. Hmotnost vč. baterií činí méně než 90 g. Autopilot podporuje jak letový software Ardupilot, tak INAV. K autopilotu je dostupné široké spektrum externích senzorů (jako je pitotova trubice, GPS, FPV i výkonná telemetrie na bázi ELRS / LORA. Níže uvedené schéma ukazuje podrobnosti jeho zapojení a konektivity s různými periferiemi.

Obrázek 57 – Schéma avioniky (SpeedyBee)



zabýváme experimentálním vývojem UAV (bezpilotního letounu) za účelem výzkumu aerodynamických jevů v oblasti vysokých (transsonických) rychlostí. Náš projekt navazuje na koncepci letounu EM05 který jsme přepracovali za využití delta křídel a šípovitých stabilizátorů tvaru V za účelem zvýšení maximální rychlosti a kritického Machova čísla. Zároveň jsme takto upravený letoun (EM05_delta) podrobili aerodynamické analýze založené na simulaci CFD. Výsledky simulací letu rychlostí 0,4M ukázaly na potřebu mnohem radikálnější úpravy aerodynamického uspořádání letounu čímž vznikl typ EM06. Pro experimentální ověření nové aerodynamické koncepce jsme zkonstruovali testovací raketoplán Ernst Mach R, poháněný raketovými motory na TPH vlastní konstrukce. Jeho první let je plánován v průběhu dubna.

Navrhli jsme a vyrobili tři raketové motory na TPH s celkovým impulsem v rozsahu 220 – 640 Ns. V plánu je i výroba vlastní optimalizované motorové trysky. V souvislosti s vývojem nových raketových motorů jsme úspěšně ověřili postup výroby palivových zrn na bázi KNSB. Vyrobené BATESy propelentu jsme charakterizovali pomocí CT a balistické bomby. Za účelem měření tahu vyvíjených motorů jsme zkonstruovali měřící standy pro statické zážehy a související elektroniku pro jejich testování. Provedli jsme statický zážeh motoru Promeheus. Úspěšně jsme otestovali ventilový pulzační motor o tahu 20N a připravujeme jeho modifikaci za účelem dosažení výkonu až 40N a zároveň plánujeme postavit zcela nový motor s tahem až 90N. Konečným cílem naší práce je vytvoření pokročilé koncepce UAV Ernst Mach 06, s cropped delta křídlem o tloušť ce 6%, winglety a aerodynamicky čistě kapotovaným pulzačním motorem schopným dosáhnout v horizontálním letu rychlosti 0,5 - 0,6M. V průběhu května bychom chtěli otestovat konstrukci křídel za námi vypočtených Reynoldsových čísel pomocí raketoplánu Ernst Mach R a výsledky tohoto výzkumu zužitkovat při stavbě prototypu Ernst Mach 06 s pulzačním motorem.

Použitá literatura

 Aerodynamics for Naval Aviators. Online. In: Federal Aviation Administration. 2025. Dostupné

z: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/avi ation/00-80T-80.pdf. [cit. 2025-03-31].

- Ansys Fluent Theory Guide [online] [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: http://www.pmt.usp.br/ACADEMIC/martoran/NotasModelosGrad/ANSYS%20Fluent %20 Theory%20Guide%2015.pdf.
- 3. Argus [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: https://militaryhistory.fandom.com/wiki/Argus_As_014
- Autopilot. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot.
- BATES. Online. In: Wikipedia: the free encyclopedia. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/BATES. [cit. 2025-04-10].
- 6. BENTZ, Andreas. *Basic Aerodynamics*. Online. In: Slideserve. 2002. Dostupné z: https://www.slideserve.com/Samuel/basic-aerodynamics. [cit. 2025-03-31].
- BOUR, Théo a Félix COUTAND. Theoretical and experimental investigation of the pulsejet engine. Stockholm, 2016. Master of Science Thesis. Energy Technology EGI-2016- Division of Heat and Power Technology SE-100 44 Stockholm
- Online. In: Imperial War Museum. 2025. Dostupné z: https://www.iwm.org.uk/history/a-brief-history-of-drones. [cit. 2025-03-31].
- 9. Drag Coefficient. Glenn Research center.[online]. 2023. [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-coefficient/.
- 10. Escopette. In: Http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/ [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/
- 11. Escopette. In: Http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/ [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/
- 12. FDM. 3D-tiskcz.[online]. 2024.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://www.3d-tisk.cz/wiki/fdm/.
- 13. Filament Properties Table. SIMPLIFY 3D.[online]. 2024. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://www.simplify3d.com/resources/materials-guide/properties-table/.
- 14. Fusion 360: How to create Winglets (Wingtip) for airplanes #1.[online]. 2020. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z:

https://www.youtube.com/watch?v=vKvwNYWbSNc&t=455s.

- Geopolymer. Online. In: Wikipedia: the free encyclopedia.[online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Geopolymer.
- Heinkel He 162. In: Wikipedia: the free encyclopedia.[online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_162.

- 17. HIRSCH, Charles. Numerical Computation of Internal and External Flows. Second edition. John Wiley & Sons, 2007
- History and Experiences of He-162, HE-162 Report No. 2. WWII Aircraft Performance. [online]. 2015. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: http://www.wwiiaircraftperformance.org/he162/HE-162-F-TS-672-RE.pdf.
- 19. HOERNER, Sighard F. Fluid Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance. Druhé. Brick Town, New Jersey: Hoerner fluid dynamics, 1965. ISBN 9991194444.
- 20. How is the zero-lift drag coefficient calculated? StackExchange. [online]. 2024. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://aviation.stackexchange.com/questions/43410/how-is-the-zero-lift-drag-coefficient-calculated.
- 21. How to apply ducted fan theory to real world fans. [online]. 2021. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z: https://www.youtube.com/watch?v=QccRbsZVg1Y.
- 22. Chandra Shekhar Prasad (2024, 22.2.). Conceptual aircraft design methodology and structural design [přednáška o konceptuálním designu letadel]. Ústav Termomechaniky AV ČR, Praha
- 23. Chandra Shekhar Prasad (2024, 29.2.). Fundamentals of aerodynamic and theory of flight [přednáška o aerodynamice letadel]. Ústav Termomechaniky AV ČR, Praha
- 24. LEISHMAN, J. Gordon. *Introduction to Aerospace Flight Vehicles*. Online. 2025. Embry-Riddle Aeronautical University, 2025. Dostupné z: https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/. [cit. 2025-03-31].
- KEANE, J. F. a CARR, S. S. A Brief History of Early Unmanned Aircraft. [online]. 2013. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://secwww.jhuapl.edu/techdigest/Content/techdigest/pdf/V32-N03/32-03-Keane.pdf.
- 26. Lenoir cycle. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: <u>https://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir_cycle</u>
- 27. Mach Number Role in Compressible Flows. Online. In: NASA. 2025. Dostupné z: https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/machrole.html. [cit. 2025-03-31].
- 28. Model Aircraft Aerodynamics. 1. Special Interest Model Books, 2015. ISBN 9781854862709.
- 29. MOURA MELO, Andreia Sofia. Pulsejet Engine Performance Estimation. Engenharia, 2019. Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em Engenharia Aeronáutica
- 30. My Jet Engine Projects. My Jet Engine Projects.[online]. 2009. Dostupné z: https://aardvark.co.nz/pjet/. [cit. 2024-03-29].
- 31. Náporový motor. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/N%C3%A1porov%C3%BD_motor.
- 32. NETÍK, Rudolf. Návrh pulzačního motoru. Plzeň, 2013. Bakalářská práce. Západočeská univerzita v Plzni. Vedoucí práce Ing. Roman Gášpar.

- 33. OGORELEC, B. Valveless Pulsejet Engine 1.5 a historical review of valveless pulsejet designs. Pulse-jets.com/.[online]. 2005.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://pulse-jets.com/valveless/.
- 34. PAXSON, Dan. Pressure-Gain Combustion for Gas Turbines. Oslo, Norway: Www.nasa.gov, [online]. 2018. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://core.ac.uk/download/pdf/162000063.pdf.
- 35. Pressure-Gain Combustion for Gas Turbines. Oslo, Norway: NASA, [online]. 2018. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://core.ac.uk/download/pdf/162000063.pdf.
- 36. Programmable Robot Swarms. WYSS INSTITUTE. [online]. 2024. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://wyss.harvard.edu/technology/programmable-robot-swarms/.
- 37. Pulse Jet Forum [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: https://www.pulse-jets.com/phpbb3/
- 38. PX4 Autopilot User Guide. PX4 autopilot.[online]. 2024.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://docs.px4.io/main/en/.
- 39. QGroundControl User Guide. QGroundControl Guide. [online]. 2024. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://docs.qgroundcontrol.com/master/en/qgc-user-guide/index.html.
- 40. RAYMER, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach (Aiaa Education Series). Páté. Washington D. C., Maryland: Amer Inst of Aeronautics, 2024. ISBN 9781600869112.
- 41. Reichenberg (zbraň). In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Reichenberg_(zbra%C5%88).
- 42. Replicator: An inside look at the Pentagon's ambitious drone program. Defense news.
 [online]. 2023. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://www.defensenews.com/pentagon/2023/12/19/replicator-an-inside-look-at-the-pentagons-ambitious-drone-program/.
- 43. Reynolds Number. Online. In: Wikipedia: the free encyclopedia. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. Dostupné
 z: https://en.wikipedia.org/wiki/Reynolds number. [cit. 2025-03-31].
- 44. ŘEPÍK, Michal. Příprava geopolymerů. Praha, 2007. SOČ. SPŠS Josefa Gočára. Vedoucí práce Ing. Jindřich Vorel.
- 45. SAINATH, K, Ruhail MASOOD, Mohd SALAHUDDIN, Md ISMAIL a Mohd KHALEEL ULLAH. An investigation report and design of pulse jet engine. International Journal Of Mechanical Engineering And Information Technology. 2014, 2014(Vol. 2 11), 859-866.
- 46. SANCHEZ, Antonio. Design, construction and testing of a Pulsejet engine. Covilhã: Universidade da Beira Interior, [online]. 2022. [cit. 2024-2-28]. Dostupné z: https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/188324/Amezcua%20-%20Design%20construction%20and%20testing%20of%20a%20Pulsejet%20engine.p df?sequence=1.
- 47. Swept Wings | Simple explanation of a complex topic. [online]. 2023. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z: https://www.youtube.com/watch?v=11nz0YZSNxw.

- 48. The V1 (Flying Bomb) attack on London (1944–1945); the applied geography of early cruise missile accuracy. Kanada: Conflict & Catastrophe Systems, Department of Earth & Environmental Sciences, University of Waterloo Balsillie School of International Affairs, [online]. 2018. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://www.medicine.mcgill.ca/epidemiology/hanley/bios601/Intensity-Rate/Evans2018AccuracyGeography.pdf.
- 49. Thermodynamic analysis and preliminary design of the cooling system of a pulsejet for aeronautic propulsion. International Journal of Heat abd Technology. 2016, 528-534.
- Transonic. Online. In: Wikipedia: the free encyclopedia. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Transonic. [cit. 2025-03-31].
- 51. Turboshaft. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online].San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Turboshaft.
- 52. ULLAH. An investigation report and design of pulse jet engine. International Journal Of Mechanical Engineering And Information Technology. 2014, 2014(Vol. 2 11), 859-866.
- 53. Unikátní dron Scitor-D s pulzačním pohonem slibuje záplavu levných tryskáčů. OSEL.[online]. [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: https://www.osel.cz/13377-unikatnidron-scitor-d-s-pulzacnim-pohonem-slibuje-zaplavu-levnych-tryskacu.html.
- 54. Unmanned aerial vehicle. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-.[cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <u>https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle</u>.
- 55. Online. In: Wikipedia: the free encyclopedia. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/V-1_flying_bomb#Operation_and_effectiveness. [cit. 2025-03-31].
- 56. V-1 Missile. Fiddlers Green.[online] 2023. [cit. 2024-2-28] Dostupné z: http://www.fiddlersgreen.net/models/Aircraft/V1.html.
- 57. Využití CFD simulací v praktických aplikacích techniky prostředí. Časopis Stavebnictví. [online]. 2022. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://www.casopisstavebnictvi.cz/clanky-vyuziti-cfd-simulaci-v-praktickychaplikacich-techniky-prostredi.html.
- 58. Wing Loading Explained.[online]. 2017. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z: https://www.youtube.com/watch?v=rkhaQkb3IJ8.
- ZELENSKÝ, Petr a Martin BARTÁK. Využití CFD simulací v praktických aplikacích techniky prostředí. Časopis stavebnictví [online]. 2020, (06-07/2020) [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: https://www.casopisstavebnictvi.cz/clanky-vyuziti-cfd-simulaci-v-praktickychaplikacich-techniky-prostredi.html
- 60. Zero-lift drag coefficient. In: Wikipedia: the free encyclopedia.[online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: <u>https://en.wikipedia.org/wiki/Zero-lift_drag_coefficient</u>.

Seznam obrázků a tabulek

- Obrázek 1 obléhání Benátek Rakušany (Wikipedia, The Free Encyclopedia)
- Obrázek 2 Střela s plochou dráhou letu V-1 (Wikipedia, The Free Encyclopedia)
- Obrázek 3 Nadzvukové UAV Lockheed D-21 (Wikipedia, The Free Encyclopedia)
- obrázek 4 UAV pro výzkum vysokých rychlostí (NASA)
- Obrázek 5 schéma druhů aerodynamického odporu
- obrázek 6 vztlak a indukovaný odpor na křídle
- obrázek 7 souhrn pojmů o geometrii křídla (NASA)
- Obrázek 8 rázové vlny při nadzvukovém proudění (D'Aguanno, 2021)
- Obrázek 9 události při překročení kritického Machova čísla (Raymer et al., 1998)
- Obrázek 10 vliv šípovitosti křídla na koeficient odporu (Leishman 2022)
- Obrázek 11 změna odporu vzduchu v závislosti na úhlu šípovitosti křídla (Raymer et al., 1998)
- Obrázek 12 tvary spalovacích kanálů (Sutton, 2016)
- Obrázek 13 účinnost proudových motorů při různých rychlostech (Wikipedia, The Free Encyclopedia)
- Obrázek 14 Motory typu turbojet, ramjet a scramjet (Wikipedia, The Free Encyclopedia)
- Obrázek 15 Pulzační motor (Military aviation museum)
- Obrázek 16 Jednotlivé fáze ventilového PJE (Wikipedia, The Free Encyclopedia)
- Tab. 1 : Porovnání ventilového a bezventilového pulzačního motoru
- Obrázek 17 Princip bezventilového pulzačního motoru (NETÍK, 2013)
- Obrázek 18 princip augmentoru Lockwooda Hillera (Hiller, 1965)
- Obrázek 19 vývojový cyklus projektu EM06 (archiv autorů)
- Obrázek 20, 21 příprava a 3D tisk dílu pro UAV (archiv autorů)
- Obrázek 22 nalité BATESy (archiv autorů)
- Obrázek 23, 24 CT scany nalitých BATESů (archiv autorů)
- Obrázek 25, 26 závislost rychlosti hoření na tlaku a tlaku na čase při testu v bombě (Archiv autorů)
- Tabulka 2 parametry motoru Prometheus
- Tabulka 3 parametry navržené úpravy

- Obrázek 27 průběh tahu navrženého motoru Prometheus
- Obrázek 28 test motoru Prometheus
- Obrázek 29 simulace motoru Daidalos (archiv autorů)
- Obrázek 30 Simulace motoru Zeus (archiv autorů)
- Obrázek 31 Simulace motoru Zeus s tryskou vlastního návrhu (archiv autorů)
- Obrázek 32 Zadání CFD simulace ejektoru (Archiv autorů)
- Obrázek 33 3D model PJE s rychlostním inletem
- Obrázek 34 test pulzačního motoru (Archiv autorů)
- Obrázek 35 3D model PJE s rychlostním inletem (Archiv autorů)
- Obrázek 36, 37 testovací stand,
- Obrázek 38 výsledky testovacího měření
- Obrázek 39 uchycení testovacího motoru (Vše Archiv autorů)
- Obrázek 40 Výkres testovacího standu (archiv autorů)
- Obrázek 41,42 UAV na startovací rampě (Archiv autorů)
- Obrázek 43 Letový test Ernst Mach 05 (Archiv autorů)
- Obrázek 44 CFD analýza EM05 (Archiv autorů)
- Obrázek 45 CFD analýza EM05 (Archiv autorů)
- Obrázek 46 startovací rampa pro EMR (Archiv autorů)
- Obrázek 47 řez modelem Ernst Mach R (Archiv autorů)
- Obrázek 48 sestavený prototyp EMR s motorem Daidalos (Archiv autorů)
- Obrázek 49 Simulace EMR D v programu OpenRocket (Archiv autorů)
- Obrázek 50 Simulace EMR Z v programu OpenRocket (Archiv autorů)
- Obrázek 51 CAD model UAV EM06
- Obrázek 52, 53 Zadání CFD pro model EM06 (archiv autorů)
- Obrázek 54 Evaluace aerodynamického návrhu EM06 pomocí CFD, dynamický tlak (archiv autorů)
- Obrázek 55 Evaluace aerodynamického návrhu EM06 pomocí CFD, vztlak a odpor vzduchu (archiv autorů)
- Obrázek 56 Zmenšená maketa EM06.1_sm v poměru 1:1,7 (archiv autorů)
- Obrázek 57 Schéma avioniky (SpeedyBee)