

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ



Tomáš Michálek

NÁVRH MOTORU BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU
S MOŽNOSTÍ LÉTÁNÍ VE VELKÝCH VÝŠKÁCH

Diplomová práce

2017

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

d ě k a n

Konviktská 20, 110 00 Praha 1



K621..... Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Tomáš Michálek

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

N 3710 – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Návrh motoru bezpilotního prostředku s možností létání ve velkých výškách**

Název tématu (anglicky): Proposal of Unmanned Drone Engine at High Altitude

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Analýza bezpilotních prostředků s možností létání ve vysokých výškách
- Analýza typů motorů používaných pro tyto prostředky
- Výběr vhodného typu motoru
- Návrh motoru pro létání ve vysokých výškách
- Návrh režimů a ovládání motoru



- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Předpis L2, doplněk X
Adamec J. - Kocáb J.: Letadlové motory. 2015
Strojnické tabulky

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Martin Novák, Ph.D.**
doc. Ing. Jakub Hospodka, Ph.D.

Datum zadání diplomové práce: **30. července 2016**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce: **30. května 2017**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Stanislav Szabo, PhD. MBA
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek, dr. h. c.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Tomáš Michálek
jméno a podpis studenta

V Praze dne.....30. července 2016

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval nejen těm, jež přispěli k samotnému vypracování této práce, ale i všem dalším osobám, které mi pomohly při získávání zkušeností a znalostí, bez kterých by tato práce jistě nemohla vzniknout. Za odborné a laskavé vedení mnohokrát děkuji panu doktoru Martinovi Novákovi, bez něhož by práce jistě ani zdaleka nedosahovala potřebných kvalit. Tvorbu diplomové práce nesmírně usnadnily poskytnuté konzultace, plné odborných rad, názorů a dalších námětů, od pánů inženýrů Gabriela Mariottiho, Vladimíra Soukupa a mnohých dalších z GE Aviation Czech, jimž za tato patří mé hluboké poděkování. Nemůžu opomenout věnovat vřelé poděkování také svým rodičům, příbuzným a blízkým, bez jejichž vždy laskavé pomoci bych se nejen při svých studiích neobešel.

Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci, zpracovanou na závěr studia na ČVUT v Praze Fakultě dopravní.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

Tomáš Michálek



V Odolené Vodě dne 26. května 2017

.....
Podpis

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

NÁVRH MOTORU BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU S MOŽNOSTÍ
LÉTÁNÍ VE VELKÝCH VÝŠKÁCH

Diplomová práce

květen 2017

Tomáš Michálek

ABSTRAKT

Předmětem diplomové práce „Návrh motoru bezpilotního prostředku s možností létání ve velkých výškách“ jsou bezpilotní prostředky vysokého dostupu (v anglické terminologii označované jako prostředky HALE, High Altitude Long Endurance) a jejich propulsní soustavy. Postupně je v této práci uvedena analýza těchto prostředků, zaměřená na charakteristiky význačné pro propulsní soustavy, analýza propulsních soustav, které bezpilotní HALE prostředky využívají, dále výběr vhodných pohonných jednotek pro tyto prostředky, ve kterém jsou demonstrativně jejich rozličným skupinám vybrány vhodné pohonné jednotky, návrh motoru, kde se nachází teoretický návrh motoru dosud u těchto prostředků nepříliš využívaného a v poslední části také návrh ovládání tohoto motoru.

KLÍČOVÁ SLOVA

UAS, UAV, HALE UAV, bezpilotní prostředky vysokého dostupu, propulsní soustavy, letecké motory

CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE

Faculty of Transportation Sciences

PROPOSAL OF UAV ENGINE WITH POSSIBILITY OF HIGH ALTITUDE
FLYING

Dissertation thesis

May 2017

Tomáš Michálek

ABSTRACT

The subject of the dissertation thesis „Proposal of UAV engine with possibility of high altitude flying“ are unmanned aerial vehicles with high altitude ceiling (in English terminology called as HALE vehicles, High Altitude Long Endurance) and their propulsion systems. In this work is consecutively listed the analysis of these vehicles, focused on characteristics important for their propulsion systems, the analysis of propulsion systems, which are used on HALE UAVs, further, the selection of appropriate propulsive units for these vehicles, in which are demonstratively selected appropriate propulsive units for different groups of these vehicles, the proposal of engine, where is placed theoretical proposal of engine which is not commonly used on these vehicles yet and in the very last part the proposal of control of this engine.

KEY WORDS

UAS, UAV, HALE UAV, unmanned aerial vehicles with high altitude ceiling, propulsion systems, aircraft engines

Obsah

Seznam použitých zkratk	- 8 -
Úvod	- 10 -
Úvod do vybrané problematiky	- 12 -
Bezpilotní konstrukce	- 12 -
Definice	- 12 -
1 Analýza bezpilotních prostředků s možností létání ve vysokých výškách	- 14 -
1.1 Rozdělení UAV dle jejich dostupů a výdrže	- 14 -
1.1.1 High altitude long endurance UAV (HALE UAV)	- 15 -
1.1.2 Medium altitude long endurance UAV (MALE UAV)	- 15 -
1.1.3 Tactical or medium range UAV (TUAV)	- 16 -
1.1.4 Close-range UAV	- 16 -
1.2 Historie	- 17 -
1.2.1 Počátky bezpilotních prostředků	- 17 -
1.2.2 Vývoj bezpilotních prostředků mezi a během světových válek	- 19 -
1.2.3 První bezpilotní prostředky HALE	- 20 -
1.2.4 Vzestup bezpilotních prostředků	- 22 -
1.2.5 HALE UAV v civilním sektoru	- 22 -
1.3 Využití bezpilotních prostředků	- 24 -
1.4 Charakteristická HALE UAV	- 26 -
2 Analýza typů motorů používaných pro HALE UAV	- 32 -
2.1 Rozdělení letadlových pohonných jednotek	- 32 -
2.2 Motory bezpilotních prostředků HALE	- 33 -
2.2.1 Pístové spalovací motory	- 35 -
2.2.2 Elektrické motory	- 38 -
2.2.3 Turbínové motory	- 39 -
2.2.4 Ostatní	- 41 -
3 Výběr vhodného typu motoru	- 42 -
3.1 Parametry rozhodující o volbě konstrukce a pohonu	- 42 -

3.1.1	Platicí zatížení	- 42 -
3.1.2	Výdrž	- 43 -
3.1.3	Operační rádius	- 45 -
3.1.4	Rozsah rychlostí	- 46 -
3.1.5	Údržba	- 47 -
3.2	Provozní podmínky	- 49 -
3.2.1	Analýza atmosférických podmínek.....	- 49 -
3.3	Výběr vhodného typu motoru pro charakteristická HALE UAV	- 53 -
3.3.1	První skupina.....	- 53 -
3.3.2	Druhá skupina	- 55 -
3.3.3	Třetí skupina.....	- 57 -
3.3.4	Čtvrtá skupina.....	- 60 -
3.3.5	Pátá skupina.....	- 61 -
4	Návrh motoru pro létání ve vysokých výškách	- 63 -
4.1	Požadavek na návrh (Request for Proposal, RFP).....	- 64 -
4.2	Demonstrativní RFP pro HALE UAV	- 65 -
4.2.1	Pozadí	- 65 -
4.2.2	Let	- 66 -
4.3	Analýza omezení	- 68 -
4.4	Turbovrtulový motor.....	- 68 -
4.4.1	Dostup.....	- 69 -
4.4.2	Konstrukce	- 69 -
5	Návrh ovládání motoru.....	- 75 -
5.1	Letová část/prvky umístěné na palubě prostředku	- 75 -
5.2	Signál přenášející data	- 76 -
5.3	Řídící stanice.....	- 77 -
	Závěr.....	- 79 -
	Převody jednotek.....	- 81 -
	Použité zdroje	- 83 -

Literatura.....	- 83 -
Internetové zdroje	- 83 -
Seznam obrázků	- 88 -
Seznam tabulek.....	- 91 -

Seznam použitých zkratek

Zkratka	Český význam	Anglický význam
AVAPS	Pokročilý systém vertikální profilace atmosféry	Advanced Vertical Atmospheric Profiling System
CPL	Lidar fyziky oblačnosti	Cloud Physics Lidar
DPM	Dvouproudový motor s míšením proudů před hnací tryskou	Turbofan engine with blending of currents before jet nozzle
DPV	Dvouproudový motor s vnějším obtokovým proudem	Turbofan engine with outer by-pass current
DÚ	Dolní úvrať	Bottom dead center
EER	Efektivní rádius Země	Effective Earth Radius
ERAST	Letadlo a senzorové technologie výzkumu životního prostředí	Environmental Research Aircraft and Sensor Technology
FAA	Federální letecká správa	Federal Aviation Administration
FADEC	Plně automatický systém řízení motoru	Full Authority Digital Engine/Electronics Control
HALE	Vysokého dostupu a dlouhé výdrže	High Altitude Long Endurance
HALSOL	Solární vysokého dostupu	High Altitude Solar
HAPP	Poháněná platforma vysokého dostupu	High Altitude Powered Platform
HÚ	Horní úvrať	Top dead center
ICAO	Mezinárodní organizace pro civilní letectví	International Civil Aviation Organization
LoS	Linie dohledu	Line-of-Sight
M_{ew}	Prázdná hmotnost	Empty weight
M_{tow}	Maximální vzletová hmotnost	Maximum takeoff weight
MALE	Středního dostupu a dlouhé výdrže	Medium Altitude Long Endurance
MAV	Mikro bezpilotní prostředek	Micro UAV
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra	International Standard Atmosphere
MUAV	Mini bezpilotní prostředek	Mini UAV
NASA	Národní úřad pro letectví a kosmonautiku	National Aeronautics and Space Administration
NAV	Nano bezpilotní prostředek	Nano Air Vehicle
NMNS	Náporový motor s nadzvukovým spalováním	Supersonic Combusting Ramjet

NMPS	Náporový motor s podzvukovým spalováním	Subsonic Combusting Ramjet
PM	Proudový motor	Turbojet engine
PMPS	Proudový a dvouproudový motor s přídavným spalováním	Turbojet and turbofan engine with afterburner
PMV	Pístový motor s vrtulí	Piston engine with propeller
RFP	Požadavek na návrh	Request for Proposal
RM	Raketový motor	Rocket engine
RPA	Dálkově pilotované letadlo	Remotely Piloted Aircraft
RPV	Dálkově pilotovaný prostředek	Remotely Piloted Vehicle
RWY	Vzletová a přistávací dráha	Runway
S-HIS	Skenovací interferometr vysokého rozlišení	Scanning High-resolution Interferometer Sounder
SAR	Služba pátrání a záchrany	Search and Rescue
SCRAM	Náporový motor s nadzvukovým spalováním	Supersonic Combusting Ramjet
SO	Sací ventil otevřený	Suction valve opened
SV	Sací ventil	Suction valve
SZ	Sací ventil zavřený	Suction valve closed
TUAV	Taktický (nebo středního doletu) bezpilotní prostředek	Tactical or Medium Range UAV
TVM	Turbovrtulový motor	Turboprop engine
UAS	Bezpilotní systém	Unmanned Aerial System
UAV	Bezpilotní letadlo	Unmanned Aerial Vehicle, Uninhabited Air Vehicle
UCAS	Bezpilotní bojový systém	Unmanned Combat Air System
UCAV	Bezpilotní bojové letadlo	Unmanned Combat Air Vehicle
USA	Spojené státy americké	United States of America
USAF	Letectvo spojených států amerických	United States Air Force
V-1	Odvetná zbraň 1	Vengeance Weapon 1/ Vergeltungswaffe 1
VO	Výfukový ventil otevřený	Exhaust valve opened
VV	Výfukový ventil	Exhaust valve
VZ	Výfukový ventil zavřený	Exhaust valve closed

Úvod

Přelom prvního a druhého tisíciletí přinesl rozvoj mnoha technologií, dále pokračujících v nastoleném trendu nahrazování člověka při plnění pro něj nebezpečných, či náročných úkolů. Mezi tyto, často vysoce autonomní, technologie patří i bezpilotní prostředky.

Jejich velmi úspěšné nasazení během rychle přibývajících asymetrických konfliktů znamenalo zájem ze strany mnoha armádních představitelů. Požadavek rychlého zavedení do výzbroje při co nejnižších nákladech s tím spojených (tedy i vývoje) znamenal u hmotnostně rozměrnějších prostředků využití stávajících leteckých motorů, často bez jejich jakýchkoliv úprav. Obzvláště při snaze dosáhnout vysokého dostupu prostředku se ovšem může jednat o příčinu neúspěchu snahy maximálního využití možností konstrukce. Názorným příkladem jsou první lety Lockheed U-2 (tedy nikoliv bezpilotního, nicméně charakteristikami a dostupem podobného prostředku), kdy při dočasném využívání pouze jednodušeji upraveného motoru docházelo k velmi častým problémům u spalovací komory. [8]

Dalším důsledkem neustále stoupajícího zájmu o bezpilotní prostředky je ekvivalentně rostoucí počet jejich rozličných konstrukcí s často naprosto rozdílnými charakteristikami. Snaha nalézt ideální prostředek (včetně ideálního pohonu) pro plnění mnohdy odlišných úkolů vedla (nejvýrazněji právě u prostředků s vysokou hodnotou dostupu) k užití téměř všech aktuálně dostupných propulsních soustav.

Tyto dva zmíněné problémy se také staly námětem mé diplomové práce. V ní se v teoretické podobě pokusím jednoduchou formou popsat zmíněné problémy, nalézt klíčové vazby a prvky mezi bezpilotními prostředky s vysokým dostupem a jejich pohonnými soustavami a navrhnout možná řešení problémů. Rozsáhlost tématu nedovoluje podrobnější analýzu podpořenou výpočty, či detailnějším popisem, a proto je nutné brát v potaz teoretický charakter práce. Právě podrobnější analýza spolu s reálnými výpočty by měla teoretické domněnky dále potvrdit, či případně vyvrátit. Velmi důležité je také zmínit, že ideální stav se ve skutečnosti téměř nevyskytuje, a proto je hlavním cílem každého výběru, či již samotného návrhu konstrukce, nalézt ideální poměr mezi výhodami a nevýhodami jednotlivých možností.

Cíle se pokusím dosáhnout v následujících krocích. První část práce věnuji analýze bezpilotních prostředků vysokého dostupu. Rozbor by měl být zaměřen na pro volbu pohonné jednotky význačné charakteristiky a jeho hlavním cílem nalezení v těchto charakteristikách shodných, či velmi podobných prostředků a jejich následné rozřazení do odpovídajících skupin. V druhé části, analýze motorů probíraných prostředků, by po uvedení

rozdělení (samotných motorů i motorů mezi prostředky UAV) měl následovat stručný popis význačných motorů s ohledem na specifika jejich konstrukcí pro využití u těchto prostředků. Třetí část, výběr vhodného typu motoru, by měla být průnikem částí předcházejících. Výsledkem by měl být vznik demonstračního výběru, objasňujícího v praktických příkladech dříve zmíněné informace a dávajícího představu velmi zjednodušeného postupu výběru i v reálných situacích. Následující část návrhu motoru bych rád věnoval myšlence teoretického konceptu pohonu, který by mohl rozšířit, či jinak vylepšit možnosti těchto prostředků. Návrh by měl být jen velmi obecným, slovním konceptem, jehož proveditelnost by musela být později prověřena mnohými výpočty a pokusy, které ovšem bohužel již nemohou být součástí této práce. Jen pro představu náročnosti konstrukce takového motoru. „Pouhá“ úprava již existujícího motoru na motor odpovídající nárokům již zmíněného Lockheed U-2 trvala odborníkům jednoho z nejlepších výrobců leteckých motorů Pratt & Whitney celý rok. Za normálních okolností ovšem dokonce takový proces zabere roky tři. V poslední části diplomové práce bych rád již jen ve stručnosti zmínil základní informace k ovládání a monitorování motoru. [8]

Úvod do vybrané problematiky

Bezpilotní konstrukce

Bezpilotní prostředky jsou širokou veřejností a často i médii považovány za jeden z nejnovějších technologických pokroků. Ve skutečnosti byly právě tyto letecké konstrukce prvními, kterými dokázalo lidské pokolení překonat zemskou tíži. Ačkoliv tak provázely konstrukce pilotované přímo z paluby od jejich počátků, vzhledem k technologickým výzvám vyvstávajícím ze specifik hlavně dálkového ovládní byly bezpilotní konstrukce odsunuty dlouhá desetiletí na pokraj zájmu. Tento stav změnil až zájem vojenských složek. Ty si uvědomovaly, že absence lidské posádky na palubě přináší možnost radikální redukce ztrát vysoce kvalifikovaného personálu, využití maximálních limitů konstrukce, které jsou jinak v případě přítomnosti osob uvnitř konstrukce určeny spíše omezeními lidského těla, ale také například zmenšení rozměrů a obzvláště hmotnosti při zachování identických schopností plnění určených úkolů. Armády často přináší pro rozvoj nových technologií nezbytné finanční prostředky, které bohužel nejsou civilní organizace ve většině případů schopné do vývoje investovat. Proto se bezpilotní prostředky pomalu dostávaly nejdříve do portfolia rozličných armád. I přes mohutné investice však dlouhá desetiletí, s výjimkou kosmických technologií, plnily spíše doplňkové role. Další rozvoj optiky a komunikačních prostředků na konci 20. století však konečně znamenal rozšíření jejich možností a s tím souvisejících rolí. Díky plnění těchto ožehavě diskutovaných misí, ale také proniknutí na civilní trh, na kterém se v novém tisíciletí začaly objevovat prostředky dostupné i laickým uživatelům, se bezpilotní prostředky dostaly do popředí zájmu nejen armád a potencionálních leteckých uživatelů, ale stejně tak médií a široké veřejnosti. [2] [24]

Definice

Terminologie v oblasti bezpilotních konstrukcí byla historicky utvářena hlavně v armádních kruzích. Absence těchto prostředků v civilní sféře vedla k jejich přehlížení ze strany ICAO i dalších regulace vytvářejících organizací. První, neformální schůze ICAO k problematice bezpilotního létání civilních prostředků se odehrála až v květnu roku 2006. Na ní bylo mimo jiné rozhodnuto o nutnosti sjednocení pojmů, kterým by ICAO usnadnilo další legislativní procesy. V České republice došlo ke změně leteckého předpisu L 2 – Pravidla létání přidáním doplňku X. V něm jsou definovány bezpilotní systémy následovně [5] [29] :

Autonomní letadlo

Bezpilotní letadlo, které neumožňuje zásah pilota do řízení letu.

Bezpilotní letadlo

Letadlo určené k provozu bez pilota na palubě.

Bezpilotní systém

System skládající se z bezpilotního letadla, řídicí stanice a jakéhokoliv dalšího prvku nezbytného k umožnění letu, jako například komunikačního spojení a zařízení pro vypuštění a návrat. Bezpilotních letadel, řídicích stanic nebo zařízení pro vypuštění a návrat může být v rámci bezpilotního systému více.

Model letadla

Letadlo, které není schopné nést člověka na palubě, je používáno pro soutěžní, sportovní nebo rekreační účely, není vybaveno žádným zařízením umožňujícím automatický let na zvolené místo, a které, v případě volného modelu, není dálkově řízeno jinak, než za účelem ukončení letu nebo které, v případě dálkově řízeného modelu, je po celou dobu letu pomocí vysílače přímo řízené pilotem v jeho vizuálním dohledu.

Důležitá poznámka se nachází u definice bezpilotního letadla: *V mezinárodním kontextu se jedná o nadřazenou kategorii dálkově řízených letadel, autonomních letadel i modelů letadel; pro účely tohoto doplňku se bezpilotním letadlem rozumí všechna bezpilotní letadla kromě modelů letadel s maximální vzletovou hmotností nepřesahující 20 kg.*

V mezinárodní terminologii se v současnosti nejčastěji používá názvů v anglickém jazyce. Unmanned aerial vehicle (UAV) je pojmenování odpovídající dle doplňku předpisu L 2 názvu bezpilotní letadlo. Zkratka UAV může být interpretována také jako uninhabited air vehicle. Unmanned aerial system (UAS) je označením pro celý bezpilotní systém. Remotely-piloted aircraft (RPA) a remotely piloted vehicle (RPV) jsou často využívaná označení, která přísluší podkategorii UAV řízených dálkově. Druhou podkategorií jsou takzvaná autonomous aircraft, tedy autonomní letadla. Název dron (v anglickém jazyce drone) je neakceptován oficiálními úřady. Jedná se o lidové označení odvozené od vzhledu bezpilotních prostředků. [2] [5]

Termíny (v anglickém i českém jazyce) byly přijaty spíše v souladu se zvyklostmi v jejich užívání. Většina totiž ve skutečnosti nepříliš dobře vystihuje princip fungování popisovaných prostředků. [2]

1 Analýza bezpilotních prostředků s možností létání ve vysokých výškách

1.1 Rozdělení UAV dle jejich dostupu a výdrže

Letecké konstrukce je možné rozdělit dle mnohých kritérií. Nejčastěji prvním využívaným je princip vytváření vztlaku. Podle poměru své hmotnosti k hmotnosti vzduchu jsou tak rozlišována letadla lehčí vzduchu (aerostaty) a těžší vzduchu (aerodyny). Odlišný princip tvorby aerostatického a dynamického vztlaku hraje významnou roli při dostupu a doletu letecké konstrukce, a proto je nutné brát v úvahu toto základní dělení. Primárnost zmíněného dělení je stejná pro konstrukce pilotované i bezpilotní.

Rozdílnost v ovládání letadla za letu, tedy rozčlenění na prostředky bezpilotní a pilotované, je dalším, zvláště i vzhledem k předpokládanému pokračování rapidního růstu výroby konstrukcí bezpilotních, důležitým kritériem rozdělení leteckých konstrukcí. Zde je nutné vzpomenout, že slovo bezpilotní nepřilíží přesně vystihuje skutečný rozdíl ve zmíněném dělení. I bezpilotní prostředek totiž pilota, tedy osobu ovládající systémy řízení, může mít (a zatím nejčastěji opravdu má). Opravdový rozdíl je nicméně takový, že zatímco pilotované prostředky ovládá pilot, který je přítomen přímo v konstrukci (na palubě, v kokpitu), bezpilotní může naopak ovládat osoba, jež může být konstrukci vzdálena i tisíce kilometrů. Tento vzhledem k omezením lidského těla důležitý rozdíl také umožňuje bezpilotním prostředkům překonávat prostředky pilotované v oblasti výdrže a dostupu. [2]

Jedním z momentálně nejdůležitějších a nepoužívanějších hledisek, podle kterého jsou již samotné bezpilotní prostředky rozřazeny, je již několikrát zmíněný výškový dostup a vzdálenostní dolet. Tyto dva parametry v současnosti totiž nejlépe charakterizují jejich schopnost plnit profilově nejčastější mise a úkoly. Rozdíly ve vnímání důležitosti rozličných hodnot zmíněných charakteristických veličin jsou příčinou definic jednotlivých tříd s číselně nepřesně stanovenými hodnotami. Vzhledem k neustálému zvyšování obou parametrů bezpilotních prostředků a požadavkům plnění stále náročnějších úkolů, jsou také hranice mezi jednotlivými třídami neustále posouvány. Parametr výdrže lze rovněž nahradit doletem a vyjádřit tak v délkových jednotkách schopnosti konstrukce dosáhnout určitých vzdáleností. Definování přes hodnoty doletu je časté zejména u UAV dosahujících nižších hodnot dostupu a výdrže. Bepilotní prostředky se momentálně dle hodnot dostupu a výdrže nejčastěji dělí následovně [2] :

1.1.1 High altitude long endurance UAV (HALE UAV)

Neboli prostředky s vysokým dostupem a dlouhou výdrží. Tato kategorie zahrnuje UAV, která dosahují v současnosti nejvyšších hodnot dostupů a výdrže (s výjimkou bezpilotních raketoplánů a dalších kosmických technologií). Takové konstrukce jsou schopné operovat mezikontinentálně, a i proto jsou často součástí komplexního systému UAS. Za HALE prostředky jsou považovány ty, které mají dostup alespoň 15 km a výdrž blízká se dvěma desítkám hodin. Díky již zmíněné nejednotnosti se můžeme při klasifikaci setkat i s vyššími hodnotami dostupů (kolem 18 km), ale také s hodnotami nižšími, navíc často nejednoznačně (bez přesné hodnoty) určenými. Stejná nejednotnost panuje i u hodnot výdrže.



Obr. 1 Čínský Xiang Long, neboli Guizhou Soar Dragon, HALE UAV s velmi netypickým uspořádáním hlavních nosných ploch, jež je tvořeno dvěma navzájem propojenými tandemově uspořádanými křídly s rozdílným rozpětím [28]

1.1.2 Medium altitude long endurance UAV (MALE UAV)

Prostředky středního dostupů a dlouhé výdrže. Často plní podobné úkoly jako HALE UAV a jsou jako ty součástí systému UAS. I proto bývají podobných konstrukcí. Výkony některých se blíží, či dokonce lehce převyšují hranici vyšší klasifikace. Jejich operační výšky (a výšky, ve kterých se pohybují nejčastěji) je však řadí do této kategorie. Dostup MALE prostředků by se měl pohybovat od několika kilometrů (nejčastěji uváděno 5 km) do hranice HALE prostředků (15 km). Výdrž by měla přesahovat několik jednotek, či spíše desítku hodin. Prostředek by měl mít dolet přesahující 500 km.



Obr. 2 IAI Heron, MALE UAV zkonstruované izraelským výrobcem Israel Aerospace Industries dosáhlo velkého exportního úspěchu (na fotografii stroj Indického letectva) [16]

1.1.3 Tactical or medium range UAV (TUAV)

Taktický prostředek, či prostředek středního doletu. Využívají se konstrukčně jednodušší součásti systému UAS než u HALE a MALE, velmi často na vysoce mobilních platformách (například automobilech). Dostup do několika kilometrů (3-5 km) a dolet nejčastěji mezi 100 až 300 km.



Obr. 3 AAI RQ – 7 Shadow, jako představitel TUAV. Vzhledem k menším rozměrům oproti většině letounů z kategorií HALE a MALE jsou tyto prostředky výrazně mobilnější. [23]

1.1.4 Close-range UAV

Prostředky blízkého doletu. Nejrozšířenější třída UAV v armádních složkách, ale také pro civilní letecké práce UAV. Dostup několika stovek metrů, až jednotek kilometrů a dolet do 100 km.



Obr. 4 Boeing Insitu ScanEagle svými výkony zastiňuje většinu dalších Close-range UAV, přesto svým určením, využitím a rozměry nezapře své začlenění. Na fotografii je zachycen jeden ze způsobů jeho zachycení, které je pro tyto a TUAV prostředky často velmi specifické a náročné. ScanEagle využívá i Armáda České republiky. [19]

Dále dělení pokračuje Mini UAV (MUAV), Micro UAV (MAV) a zakončeno je Nano air vehicles (NAV). Tyto kategorie jsou však již spíše specifikovány rozměry a hmotností samotných UAV, než jejich výkonnostními parametry.



Obr. 5 Příklady kategorií Mini UAV, Micro UAV a Nano air vehicles (v pořadí zleva doprava) [22] [30] [59]

1.2 Historie

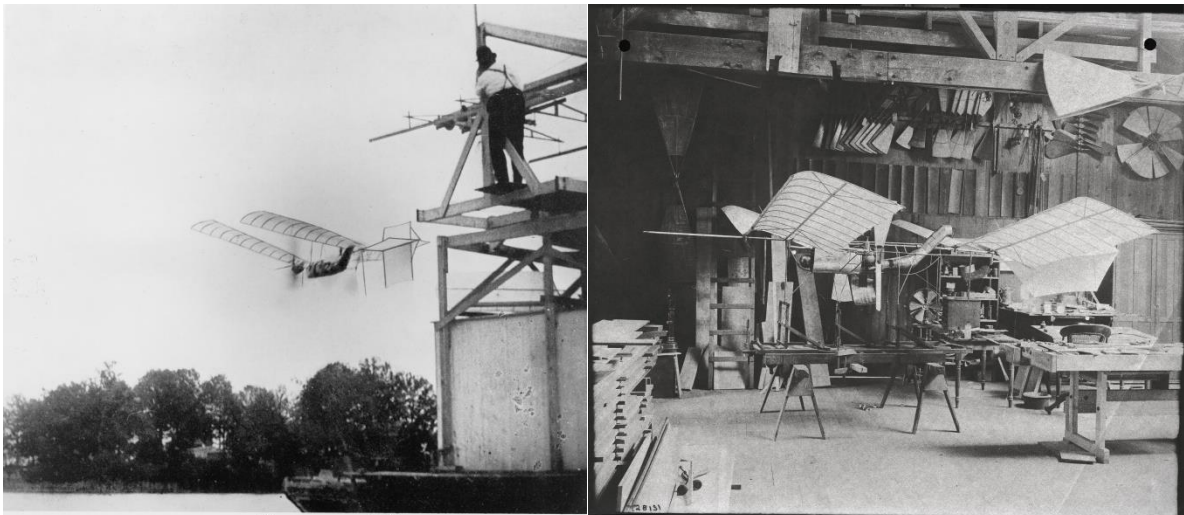
1.2.1 Počátky bezpilotních prostředků

Pokud pomineme vskutku krásné, ale nepříliš důvěryhodné báje o lidských letech, byly konstrukce bez osob na palubě prvními, které můžeme nazvat leteckými. Několik století před začátkem křesťanského letopočtu se totiž ve staré Číně objevují stavby draků, tedy

principiálně letadel těžších než vzduch, ovládaných z povrchu Země. Nejrůznější formy tohoto vynálezu se objevují také v následujících staletích a velmi populární jsou i v současnosti. Princip jejich činnosti je nicméně odsuzuje spíše k rekreačnímu využití, než k plnění technicky náročnějších úkolů.

Po dlouhých staletích, plných velmi často tragicky končících pokusů o překonání gravitační síly planety Země, se 21. listopadu roku 1783 konečně uskutečnil nejspíše první let člověka v dějinách lidstva. Tomuto historickému počínu ovšem předcházely lety balonů, čili letadel lehčích než vzduch, bez osádek. Vynálezci horkovzdušných balonů, bratři Montgolfierové, tak totiž velmi správně systematicky postupovali od bezpilotních prostředků, přes prostředky s posádkou tvořenou zvířaty k opravdovému letu člověka zakončeným jeho úspěšným návratem. Úspěch lidských posádek ovšem znamenal pokles zájmu o bezpilotní prostředky. Výjimkou byly pokusy využití vojenského.

Po objasnění fyzikálního principu letu letadla těžšího vzduchu, mnohých, vesměs úspěšných pokusech s kluzáky, ale také umožnění výroby motorů s vyšším poměrem výkonu ke hmotnosti, se na konci 19. století začalo schylovat k úsvitu do té doby jinak poměrně opomíjených letadel těžších vzduchu. Zatímco se mnoho konstruktérů vydalo přímou cestou stavby letounů s posádkou, Samuel Pierpont Langley a někteří další se pokusili postupovat systematictěji a navrhovali své konstrukce nejdříve jako bezpilotní. Tak se ještě před začátkem nového století (a tedy několik let před prvním pilotovaným letem aerodynamu) vznesl Aerodrome 5. Tento Langleyho parním strojem poháněný autonomní letoun, urazil přibližně kilometrovou vzdálenost nad řekou Potomac ve Spojených státech amerických. Stal se tak prvním motorem poháněným letounem schopným udržovaného letu. Úspěchy Langleyho nepilotovaných letadel přinesly svému tvůrci finanční prostředky pro další vývoj. Poskytovatel financí, totiž americká vláda, ovšem již požadovala konstrukci umožňující let s posádkou na palubě. Tohoto velkého momentu se však podařilo dříve dosáhnout bratřím Wrightům. I Wilbur s Orvillem ale při stavbě svého Flyeru využili poznatků a zkušeností z bezpilotních kluzáků a dalších leteckých konstrukcí. [57] [50] [15]



Obr. 6 Langleyho Aerodrome 5 [50] [15]

1.2.2 Vývoj bezpilotních prostředků mezi a během světových válek

Světová válka (později bohužel označená jako první) paradoxně přinesla nebývalý rozvoj letecké techniky. Na konci této války se objevil také projekt autonomního letounu určeného k nošení výbušnin, které měli společně s vlastní kinetickou energií nárazu letounu ničit nepřátelské cíle. Hewitt-Sperry Automatic Airplane, jak byla tato takzvaná létající puma poháněná pístovým motorem po svých konstruktérech pojmenována, se bojového nasazení nedočkala. I po ukončení války nicméně vývoj obdobných bojových prostředků pokračoval. Například Velká Británie tak vyvinula a testovala RAE Larynx, předchůdce dnešních protilodních střel. Částečné úspěchy těchto systémů přesvědčily armádní představitele o potenciálu bezpilotních konstrukcí. V meziválečném období se proto zmíněné konstrukce začaly objevovat i v rolích cvičných terčů. Simulací nepřátelských letadel tak umožnily rozličným armádním složkám vykonávat realistická, hlavně střelecká cvičení. [54]

Potřeba těchto bezpilotních leteckých cílů ještě stoupla s příchodem druhé světové války. Během ní se také opět objevilo mnoho myšlenek a konceptů využití bezpilotních prostředků i při takticky složitějších operacích. Zatímco většina z nich byla ukončena v různých fázích vývoje, některé se dočkaly i operačního nasazení. Nejznámějším a nechvalně proslulým prostředkem byl Fieseler Fi 103, známější pod zkratkou V-1. Tato první z odvetných zbraní nacistického Německa se od předchozích, i výše zmíněných, bezpilotních prostředků lišila svou pohonnou jednotkou. Němečtí konstruktéři totiž použili tehdy principiálně nového pohonného systému, pulzačního náporového motoru. Ten se jim podařilo zkonstruovat díky pokroku, který byl zaznamenán při vývoji a použití tryskových motorů. Na rozdíl od motorů proudových neobsahuje pulzační pohonná jednotka lopatkové stroje. Její činnost je založena na periodickém otevírání a uzavírání membránových klapek, které jsou umístěny na

vstupním průřezu do spalovací komory. Motory Argus, použité na této první operace schopné střely s plochou dráhou letu, však potřebovaly k zahájení své činnosti stanovený tlak. Tento problém němečtí inženýři vyřešili startovacím zařízením, které na své přes 40 metrů dlouhé rampě obsahovalo katapult umožňující střele zahájení letu. Do kapitulace Třetí říše zvládly její výrobní kapacity postavit 30 257 střel V-1. V zoufalé snaze zabránit postupu spojeneckých jednotek se na konci války testovala i jejich pilotovaná podoba. I přes pokusy spojeneckých mocností vybudovat střely podobných konstrukcí se směr vývoje těchto zbraňových systémů rychle přiklonil k raketovému pohonu a odlišným konstrukcím. [10]



Obr. 7 Fieseler Fi 103 prošel podrobným zkoumáním u spojeneckých armád [44]

1.2.3 První bezpilotní prostředky HALE

Studená válka mezi bývalými spojenci, která se rozhořela krátce po ukončení druhé světové války, znamenala další závody ve zbrojení. Nově objevené technologie byly v krátkých časových úsecích implementovány do vojenských prostředků, a to obzvláště těch, které byly do výzbroje armád zavedeny nedávno. I úspěch bezpilotních prostředků sloužících v roli cvičných cílů zaujal vojenské představitele, kteří zajistili prostředky a kapacity pro další rozvíjení jejich konstrukcí a pohonných jednotek. Pro možnost reálných střeleckých cvičení i na nadzvukově se pohybující cíle tak byla některá bezpilotní letadla vybavena proudovými pohonnými jednotkami. Instalace nových typů pohonných jednotek ovšem nebyla jedinou z převratných novinek, která se v oblasti bezpilotních konstrukcí objevila. V druhé polovině padesátých let se totiž také objevuje MQM-57 Falconer, přestavěná verze velmi úspěšného a rozšířeného bezpilotního cíle RP-71. Falconer však již nebyl určen k nácvičkám střelb, ale po vybavení kamerami byl schopen provádět průzkumné mise. Počet postavených kusů (okolo 1500) a mezinárodní rozšíření vedlo k dalšímu vývoji obdobných prostředků. Velmi zajímavým projektem byl například Lockheed D-21. Tento průzkumný bezpilotní letoun dosahoval rychlostí překračujících třikrát Machovo číslo a výšek blízkých se třem desítkám

kilometrů. Náporový motor, kterým byl vybaven, však vyžaduje počáteční urychlení. Start tedy probíhal z pylonu umístěného na již letícím letounu. Tím byl nejdříve Lockheed M-21 (speciálně upravená varianta předchůdce známého SR-71 Blackbird) a po tragické havárii, která se udála během odpojení D-21, se jím stal strategický bombardér Boeing B-52. Lockheed D-21 absolvoval i několik operačních misí, ale po jejich neúspěchu byl celý projekt zastaven. Krátce po sestřelení pilotovaného špionážního letounu U-2 nad Sovětským svazem roku 1960, které přivedlo USA do nejen diplomatických problémů, bylo americkou armádou rozhodnuto o zahájení programů, jež měly těmito situacím pro příště zabránit. Jedním z projektů byl i Red Wagon. Tento projekt měl vyústit v bezpilotní prostředek, schopný plnit totožné průzkumné mise jako letouny U-2, avšak bez rizika ztráty posádky. Ač byly nakonec upřednostněny programy vylepšených pilotovaných špionážních letounů a špionážních satelitů, Red Wagon byl předzvěstí blízké změny orientace na podobné projekty. [24]

Letectvo americké armády totiž o pár let později přeci jen uvolnilo finanční prostředky pro přestavbu bezpilotního leteckého cíle Ryan Q-2C na Ryan Model 147A Fire Fly. Modifikovaná konstrukce, která byla operace schopná 91 dní od obdržení kontraktu, zaujala letectvo do té míry, že bez předchozího operačního nasazení verze A, objednalo následující verze B s kódovým označením Lightning Bug. Verze B měla operovat ve výškách kolem 19 kilometrů, tedy ještě přibližně o 3 kilometry výše než verze A. Lightning Bug se téměř velmi brzy dočkal svého prvního operačního nasazení během takzvané Karibské (či Kubánské) krize. Z jeho nasazení nicméně sešlo vzhledem k obavám ze ztrát a vyzrazení přísně tajného programu. První průzkumnou misí Modelu 147B se proto stalo nasazení nad Čínou, kde měl za úkol monitorovat vojenské aktivity spojené s probíhající válkou ve Vietnamu. Zapojení USA do vietnamské války znamenalo nutnost maximálního využití dostupných prostředků, které by mohly zredukovat počet ztrát této válčící strany. Velmi citlivě byly vnímány především ztráty leteckého personálu. Ten tvořil kolem 90% ze všech zajatých příslušníků americké armády. I když husté zalesnění značně znemožňovalo využití leteckého snímkování, mapování pozic a aktivit nepřítele stále představovalo důležitou část plánování vojenských operací. Ze zmíněných důvodů se válka ve Vietnamu stala první, ve které byly bezpilotní letouny určené k průzkumu nasazeny ve větším měřítku. Modely 147 firmy Ryan Aeronautical si zde připsaly nejvyšší počet uskutečněných misí ze všech průzkumných bezpilotních prostředků. [24]



Obr. 8 Ryan Model 147 Lightning Bug [48]

1.2.4 Vzestup bezpilotních prostředků

Vojenské bezpilotní prostředky hrály důležité role i při pozdějších válečných konfliktech. Jejich operační schopnosti neustále vzrůstaly, až vyústily v konstrukce bojových bezpilotních prostředků, schopných téměř plně nahradit pilotovaná letadla. RQ-1/MQ-1 Predator, firmy General Atomics, byl prvním a nejrozšířenějším z nich. Do služby vstoupil tento pístovým motorem poháněný letoun v roce 1995 a od té doby byl vyroben ve více než 350 kusech. I když je v současnosti u armád pomalu nahrazován modernějším MQ-9 Reaper, jedná se stále o poměrně perspektivní konstrukci, zvláště pro civilní využití. MQ-9 Reaper stejného výrobce je modernějším, rozměrově větším a silnější turbovrtulovou jednotkou poháněným nástupcem Predatora. V současnosti je nejspíše nejčastěji operačně nasazeným letounem USAF. Po více než 40 letech svého dálkově ovládaného bezpilotního nástupce našel také špionážní letoun U-2. Stal se jím RQ-4 Global Hawk firmy Northrop Grumman. Tento prostředek poháněný dvouproudovým motorem je schopný dosáhnout výšky 18 km. Oproti svému pilotovanému předchůdci je to o několik kilometrů méně, což společně s dalšími problémy zanechává U-2 v aktivní službě. Ovšem čas výslužby legendárního špionážního prostředku a plného nahrazení pilotovaných prostředků bezpilotními v této oblasti se nezadržitelně blíží. Úspěch bezpilotních prostředků v rolích pozorovacích a bojových letounů přesvědčil představitele armád o důležitosti dalšího vývoje. V současnosti proto existují stovky vývojových programů, které mají zajistit technologickou a z ní často vyplývající vojenskou převahu nad potencionálními protivníky. [24]

1.2.5 HALE UAV v civilním sektoru

Přes mnohé pokusy realizace staveb bezpilotních prostředků i v soukromém sektoru, se dlouhá desetiletí téměř žádné nedostaly z rýsovacích prken, či fáze raných prototypů. Jednou z výjimek byl koncept vytvořený firmou AeroVironment, který pod jménem HALSOL

(High Altitude Solar) poprvé vzlétl v létě roku 1983. Jak samotný název letounu napovídá, byl to bezpilotní prostředek s vysokým dostupem, poháněný solární energií. O konverzi elektrické energie na energii mechanickou se staralo osm malých elektrických motorů otáčejících vrtule zajišťující tah. Během zkušebních letů se nicméně ukázalo, že technologie fotovoltaických článků a ukládání elektrické energie nejsou ještě natolik vyspělé, aby dokázaly zajistit potřebné parametry. Nedlouho po neúspěchu konceptu HALSOL pověřila NASA firmu Lockheed studiem prostředku podobného charakteru. Projekt HAPP (Solar High Altitude Powered Platform) ovšem nakonec nevedl ani k vytvoření prototypu. [38]

Velmi zajímavým programem byl NASA Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (zkráceně ERAST). Jeho cílem byl vývoj bezpilotního prostředku schopného dlouhé výdrže ve výškách nad 18 km. Let měl probíhat při nižších rychlostech a letoun měl během něj plnit vědecké mise. Zamýšleno bylo monitorování stavu atmosféry, nebo přenos komunikačních signálů. Program zahájený roku 1994 měl otevřít cestu bezpilotním prostředkům do civilního sektoru. V součinnosti na něm pracovala aliance několika na poli bezpilotních prostředků ověřených firem (například i dříve zmíněného AeroVironmentu a General Atomics) pod vedením NASA. General Atomics zvolil cestu přestavby tehdy nově zavedeného MQ-1 Predator. Altus II, jak byl „civilní Predator“ pojmenován, po vybavení dvoustupňovým turbodmychadlem dokázal udržovat konstantní let po dobu několika hodin i ve výšce blížící se 18 km. Využit byl například pro monitorování vysoké oblačnosti a to hlavně s ohledem na její roli při globálním oteplování. Firma AeroVironment využila svých zkušeností z programu HALSOL a postavila letoun obdobné konstrukce pojmenovaný Pathfinder. NASA Pathfinder se vzhledem k pokroku v použitých technologiích stal již úspěšným prostředkem, schopným dosáhnout 21 km nadmořské výšky. Jeho úspěch vedl k vývoji dalších vylepšených konstrukcí. Následující verze Pathfinder-Plus, s dosahem přes 24 km, byla úspěšně testována pro přenos komunikačních signálů. Poslední verze, Helios Prototype, se svým dosahem přiblížila hranici 30 km. Bohužel křehké konstrukce této řady bezpilotních prostředků poháněných sluneční energií byly velmi náchylné k poškozením. Roku 2003 se Helios Prototype rozlomil při letu nad Pacifickým oceánem a následujícím nárazem do vodní plochy byl zcela zničen. Celý projekt ERAST byl formálně ukončen ve stejném roce. [33] [34] [32]

Rok 2003 nebyl, ač by se tak mohlo zdát, pouze rokem pro podobné konstrukce katastrofálním. Britská firma Qinetiq totiž představila svůj prostředek s názvem Zephyr. Dle varianty disponuje jednou, či dvěma pohonnými jednotkami, což jej odlišuje od dříve zmíněných konstrukcí vytvořených na americké půdě. Letouny řady Zephyr dokonce oficiálně i neoficiálně pokořily a stále drží některé rekordy v letové výdrži. Velmi nadějný

projekt v roce 2013 dokonce odkoupila společnost Airbus, které se nejnověji podařilo několik kusů varianty Zephyr 8 prodat Velké Británii. [11]

Americká firma Boeing představila veřejnosti svůj bezpilotní prostředek s vysokým dostupem a několika denní výdrží Phantom Eye roku 2010. Netradiční byl tento prostředek hlavně svou pohonnou jednotkou. Oba motory firmy Ford totiž jako palivo využívaly kapalný vodík. Přes několik vcelku úspěšných testovacích letů byl jediný exemplář roku 2016 (čtyři roky od svého prvního letu) uzemněn a předán do leteckého muzea. [17]



Obr. 9 Helios Prototype [34]

1.3 Využití bezpilotních prostředků

Role, ve kterých se bezpilotní prostředky objevují, nebo v blízké budoucnosti mohou objevit, je možno primárně rozdělit dle sektoru, pro který je úkol vykonáván. Jak je již uvedeno v předchozí kapitole s názvem Historie, zvláště u prostředků HALE a MALE v nedávné minulosti a i nyní převládá využívání ve vojenském sektoru. Ač je předpokládán další a to výrazný nárůst v počtu kusů této techniky především ve výzbroji armád celého světa, nepochybně se blíží doba jejich širšího rozšíření i v civilním sektoru. Mnoho úkolů, při jejichž plnění se využívá bezpilotních prostředků, bylo uvedeno v již zmíněné předcházející kapitole Historie. Pro lepší přehlednost a úplnost jsou však opět zmíněny i v této kapitole.

Úkoly kladené na prostředky HALE zahrnují:

- Monitorování oblastí, prostor a objektů
- Letecké snímkování
- Přenos signálů

- Výzkum
- Součinnost s ostatními prostředky
- Služba pátrání a záchrany (Search and Rescue - SAR)
- Meteorologie
- Jiné

Zmíněné úkoly jsou obecně (svou podstatou) shodné pro sektor civilní i armádní. Rozdílnosti mezi vojenskými a civilními úkoly při samotném plnění udává následující tabulka.

Tab. 1 Příklady úkolů HALE UAV

	Civilní	Vojenské
Monitorování oblastí, prostor a objektů	Ostraha oblastí (přírodních rezervací – detekce pytláků, nedovolené těžby dřeva, ohnisek požárů, pohyb zvěře), prostor (neletových prostor) a objektů (letišť, hranic)	Detekce nepřátel (zvláště účinná obrana před výbušnými zařízeními nepozorovaným odhalením případných útočnicků), monitorování a koordinace pohybu vlastních sil
Letecké snímkování	Archeologické, geologické průzkumy	Mapování terénu a nepřátelských pozic
Přenos signálů	Přenos telekomunikačních signálů	Přenos telekomunikačních signálů
Výzkum	Technologií (UAV, ale i jiných), atmosféry, klimatických změn, geologický	Technologií (k vedení boje)
Součinnost s ostatními prostředky	Přenos komunikace, navádění k cíli (objektu, zachraňovaným osobám)	Přenos komunikace, navádění na cíl (nepřátelské pozice, techniku, jednotky)
Služba pátrání a záchrany (Search and Rescue - SAR)	Pátrání po pohřešovaných lodích, letadlech, osobách	Pátrání po pohřešovaných jednotkách, technice
Meteorologie	Sbírání důležitých dat pro předpověď počasí	Sbírání důležitých dat pro předpověď počasí
Jiné		Útoky na nepřátelské cíle, detekce střel (mezikontinentálních, interkontinentálních), detekce nebezpečných látek v atmosféře (jaderné testy)

Výčet uvedený v tabulce není vyčerpávající. Již v současné době plní bezpilotní prostředky HALE mnoho rozličných úkolů, jejichž různorodost v blízké době ještě nepochybně vzroste. S dalšími technologickými pokroky (hlavně v oblastech optiky) je očekáváno přejímání mnohých rolí prostředků MALE. U těchto prostředků nižšího dostupu jsou již v plném testování systémy se zvýšenou bojovostí, které by měly v budoucnosti nejdříve doplnit a posléze nahradit současné bojové letouny. Unmanned combat air system (UCAS), jak jsou tyto systémy pojmenovány, u mnohých výrobců často úspěšně v rolích demonstrátorů procházejí letovými a dalšími zkouškami. Jejich letové části, Unmanned combat air vehicle (UCAV), dosahují dostupů nejčastěji shodných s MALE UAV. Oproti jejich současným konstrukcím jsou ale navrhovány s nižšími hodnotami odrazných ploch (ztížení možnosti detekce radary), možnostmi využití širší výzbroje, zvýšení nosnosti (hlavně s ohledem na schopnosti nesení vyšších počtů střel a munice), ale hlavně s lepšími aerodynamickými vlastnostmi (lepší manévrovatelnost během leteckých soubojů) a vyššími rychlostmi letů (rychlejší zachycení nepřátelských letounů, odezva na nepřátelskou činnost). Po zavedení těchto nejnovějších bojových prostředků do aktivní služby se dá očekávat další vývoj ke zvyšování jejich parametrů, který nepochybně dříve či později povede k proniknutí UCAV i mezi HALE prostředky.

1.4 Charakteristická HALE UAV

Následující HALE bezpilotní prostředky byly vybrány jako reprezentační vzorky, které velmi názorně charakterizují některé z rozličných skupin těchto prostředků. Každému z následujících bezpilotních prostředků je věnováno několik vět již v kapitole Historie, a proto je popis zde zaměřen na samotná specifika (konstrukce, letových parametrů a vlastností, atd.) a možnosti dalšího vývoje charakterizovaných prostředků.

Tab. 2 HALE UAV první skupiny [9] [6] [3]

Lockheed D-21



[39]

Parametr	Hodnota
Délka	12,80 m
Rozpětí	5,79 m
Výška	2,14 m
Prázdná hmotnost (M_{ew})	3 400 kg
Maximální vzletová hmotnost (M_{tow})	5 000 kg
Pohonná jednotka	1x Marquardt RJ43-MA-20S4 náporový motor, tah 6 672 N
Maximální rychlost	3 560 km/h
Dostup	29 000 m
Dolet	5 550 km

Konstrukce bezpilotního, vysoce nadzvukového prostředku vycházela ze zkušeností získaných z konstrukce letounu A-12, která později vyústila také ve známější SR-71 Blackbird. Stejně jako oba zmíněné letouny byl D-21 konstruován pro dosažení extrémních rychlostí v extrémních výškách. Toto určení jej spolu s nižší dobou výdrže výrazně odlišuje od následujících UAV. Aerodynamika rychlostí i více než třikrát převyšující Machovo číslo je totiž diametrálně odlišná od aerodynamiky podzvukových rychlostí. Konstrukce D-21 ani dalších podobných prostředků se příliš neosvědčily a v blízké budoucnosti se nepředpokládá vývoj tímto směrem. Situaci ovšem může změnit širší zařazení bojových bezpilotních prostředků (UCAV) do rolí víceúčelových a stíhacích letounů. Bojové platformy UCAV by posléze mohly být v rámci zvyšování konkurenceschopnosti koncipovány na stále vyšší rychlosti a dostupy. Uplatnění by takové prostředky mohly nalézt nejspíše i v civilním sektoru, kde by sloužily k extrémně rychlé přepravě nákladu. [9] [6] [3]

Tab. 3 HALE UAV druhé skupiny [32]

General Atomics Altus II



Parametr	Hodnota
Délka	7,19 m
Rozpětí	16,86 m
Výška	3,01 m
Kapacita paliva	348 l
Maximální vzletová hmotnost (M_{tow})	966 kg
Pohonná jednotka	1x Rotax 912 čtyř válcový kapalinou chlazený spalovací motor s dvoustupňovým turbodmychadlem o výkonu 74,57 kW (100 hp)
Maximální rychlost	185 km/h
Dostup	20 000 m
Dolet	3 400 km

Altus (latinské slovo pro vysoký, vysoko ležící) je civilní, modifikovanou variantou vojenského RQ-1/MQ-1 Predator. Z prostředku MALE původně určeného k operování ve výškách do 7,5 km (tedy poloviční hodnotě hranice HALE prostředků) tak po úpravě vznikl plnohodnotný bezpilotní letoun HALE. Vzhledem k méně rozsáhlým změnám, které nepříliš pozměnily samotnou konstrukci letounu, ale i rozšíření podobných konstrukcí se shodnou pohonnou jednotkou (pístovým motorem), je nutné brát v potaz možnosti podobných modifikací i dalších takových konstrukcí. Velkou výhodou takto upravených prostředků by byla možnost velice efektivně operovat i v nižších výškách, ale nepochybně také podstatně nižší cena samotného vývoje (v tomto případě by se jednalo „pouze“ o náklady na modifikaci již stávající konstrukce). [32]

Tab. 4 HALE UAV třetí skupiny [41]

Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk

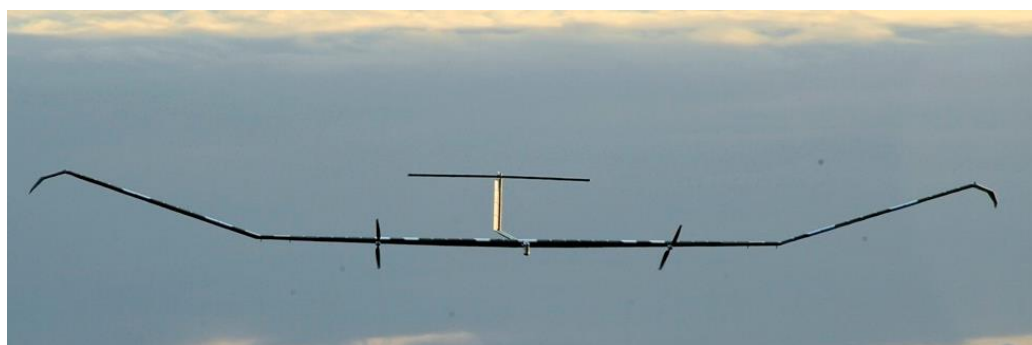


Parametr	Hodnota
Délka	14,51 m
Rozpětí	39,90 m
Výška	4,69 m
Prázdná hmotnost (M_{ew})	6 781 kg
Maximální vzletová hmotnost (M_{tow})	14 628 kg
Pohonná jednotka	1x Rolls Royce F137-RR-100 dvouproudový motor, tah 33 806 N
Maximální rychlost	800 km/h
Dostup	18 288 m
Dolet	22 780 km

Vzhledem ke změnám hlavních charakteristik špionážních a průzkumných misí bylo při vývoji nástupce Lockheed U-2 rozhodnuto o zacílení na široký akční rádius a dlouhou výdrž připravovaného prostředku. Volbou RQ-4 Global Hawk získaly Spojené státy americké nástupce, který disponuje více jak dvojnásobnými hodnotami obou charakteristik oproti svému předchůdci. V porovnání s prostředky poháněnými „alternativními“ zdroji energií však nejde o odlišující prvky (v těchto oblastech především solárně poháněné prostředky Global Hawk i výrazně překonávají). Oproti nim však stroj firmy Northrop Grumman nabízí nesrovnatelně vyšší hodnoty platicího zatížení, rychlosti, nebo alespoň již ověřené a spolehlivé pohonné jednotky. Zájem o tento (Německo a projekt Euro Hawk), či obdobné (Čína a zde zkonstruovaný Guizhou Soar Dragon) prostředky naznačuje jejich světlou budoucnost. Rozšíření je ovšem v blízké době předpokládáno spíše pouze ve vojenském sektoru a to pro „předimenzování“ (bezcílně vysoké hodnoty některých parametrů), kterým by v civilním sektoru podobný prostředek působil. I přes to se již Global Hawk osvědčil i během náročných výzkumných misí v extrémních atmosférických podmínkách. [41]

Tab. 5 HALE UAV čtvrté skupiny [11]

Airbus Zephyr 7



Parametr	Hodnota
Délka	8,50 m
Rozpětí	22,50 m
Výška	1,50 m
Maximální vzletová hmotnost (M_{tow})	53 kg
Pohonná jednotka	2x Newcastle University synchronní elektromotor s permanentním magnetem o výkonu 0,45 kW (0,60 hp) každý
Maximální rychlost	70 km/h
Dostup	21 336 m
Dolet	Teoreticky neomezený

Miniaturizace výpočetní techniky, senzorů, optických a dalších přístrojů umožňuje již v současné době minimalizovat hmotnost nezbytných řídicích, komunikačních a přehledových systémů na hodnoty v řádu jednotek, či několika málo desítek kilogramů. Také samotné konstrukce letadel prodělaly v posledních desetiletí malou hmotnostní revoluci. Kombinace obou faktorů přinesla možnosti konstrukce velmi lehkých prostředků. Takové prostředky nevyžadují vzhledem ke své nízké hmotnosti silné pohonné jednotky. Tímto byla otevřena cesta k prostředkům poháněným elektromotory. Nevýhoda v podobě nižších výkonů těchto propulsních soustav je kompenzována možností zajištění teoreticky neomezené výdrže a tím pádem i doletu. V případě instalace fotovoltaických panelů jako primárního zdroje zajišťujícího dostatek potřebné energie a zároveň akumulátorů, sloužících k uchování přijaté energie, totiž čerpá prostředek (jeho fotovoltaické panely) energii ze slunečního záření, kterou v podobě energie elektrické uchovává ve svém draku (akumulátorech) a již díky tomu může využít i později, v době přerušení dopadu solárního záření na konstrukci. Teorií neomezená výdrž, nízké hmotnosti a (i s nimi spojená) preference pohybu ve vyšších nadmořských výškách předurčuje zmíněné prostředky pro roli jakýchsi „satelitů na velmi nízkých orbitách“ (často jsou tyto HALE UAV označovány výrazem „pseudosatelity“). Velmi užitečné se nicméně jeví i v ostatních rolích HALE bezpilotních prostředků. Na rozdíl od předchozí skupiny charakterizované RQ-4 Global Hawk skýtají vzhledem k mnohem nižším nákladům (na vývoj, výrobu i samotný provoz) mnohem širší potenciál i pro civilní uživatele. Výše uvedený Airbus Zephyr se momentálně nachází nejspíše nejbliže k zavedení do aktivních služeb jak ve vojenské, tak civilní sféře, což potvrzuje i objednávka dvou kusů řady 8 ze strany britské vlády. Řada 8, jež vychází z předchozí řady 7 (jejíž parametry jsou popsány výše), by se měla dočkat prvních letů v roce 2017. [11]

Tab. 6 HALE UAV páté skupiny [17]

Boeing Phantom Eye



Parametr	Hodnota
Délka	16,12 m
Rozpětí	45,72 m
Prázdná hmotnost (M_{ew})	3 665 kg
Maximální vzletová hmotnost (M_{tow})	4 445 kg
Pohonná jednotka	2x Ford vodíkový motor o výkonu 111,85 kW (150 hp) každý
Maximální rychlost	370 km/h
Dostup	19 812 m
Dolet	20 000 km

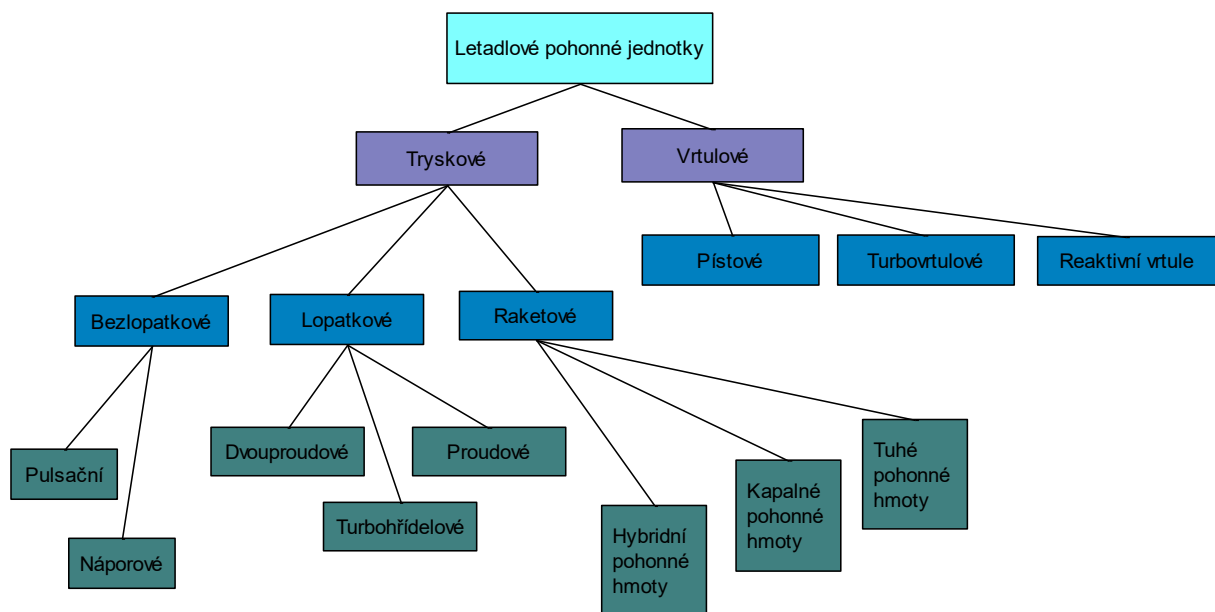
Poslední zde charakterizovanou skupinou jsou demonstrátory, prototypy a experimentální prostředky. Relativně nové odvětví, jakým bezpilotní prostředky HALE jsou, přitahuje pozornost nejnovějších technologií a trendů. Proto je konstruováno mnoho testovacích platform častou pouze za účelem zkoušení nových technologií, pohonů a konstrukcí. Přes to, že u takových prostředků nejčastěji ani není počítáno se sériovou výrobou, jsou důležitými předchůdci prostředků, které se do sériové výroby dostaly, či dostat mají, ale hlavně mnohdy určují další směry celého oboru. Phantom Eye byl pokus americké firmy Boeing využívat k pohonu HALE UAV vodíkové spalovací motory. Přes vcelku úspěšné testování (prostředek prošel několika testy i u NASA), byl demonstrátor místo k dalším zkouškám zaslán do muzea. [17]

2 Analýza typů motorů používaných pro HALE UAV

2.1 Rozdělení letadlových pohonných jednotek

Propulsní systémy čili pohonné jednotky letadel slouží k vyvození tahu, který je v letectví nejčastěji využívanou silou k překonání síly odporové, a tím umožnění rovnoměrného letu. Každý takový systém musí obsahovat část, která mu dodává potřebnou energii a část, jež tuto energii využije k urychlení propulsní látky, tedy k přeměně na tahovou sílu. V závislosti na této transformaci je pohon letadel rozdělen následovně [1] :

- 1) Vrtulový – tah vzniká urychlením proudu tekutiny (u letadel vzduchu), který protéká vrtulí. Jedná se o malé urychlení velké hmotnosti tekutiny (vzduchu).
- 2) Proudový – tah je vytvářen urychlením proudu tekutiny, která prochází motorem. Jde o poměrně velké urychlení poměrně malých hmotností tekutiny.
- 3) Raketový – tah vzniká urychlením pohonné látky, která se nachází uvnitř konstrukce. Pohonná látka (propergol) je urychlena na vysoké rychlosti.



Obr. 10 Rozdělení letadlových pohonných jednotek [1]

Ústředním členem pohonných jednotek je motor. Ten dodává propulsní soustavě vyžadovanou mechanickou energii. Tato energie je nejčastěji (výjimku tvoří například

elektrické pohony) získávána transformací tepelné energie. Proto jsou tyto motory nazývány tepelnými. Podle způsobu přívodu tepelné energie jsou tepelné motory nejvšeobecněji rozděleny na [4] :

- 1) Motory s otevřeným oběhem / motory s vnitřním spalováním – spalování, tedy přeměna energie chemické na tepelnou (takzvaná exotermická reakce), probíhá ve vnitřním pracovním prostoru motoru. Pracovní látka (vzduch) protéká motorem, z čehož pochází druhé možné označení (motory s otevřeným oběhem). Jedná se o spalovací motory pístové a reakční. Tato skupina tak zahrnuje prakticky téměř všechny letecké motory.
- 2) Motory s uzavřeným oběhem / motory s vnějším spalováním – teplo, jež vzniká ve vnějším prostoru motoru, je přiváděno, či odváděno z pracovní látky prostřednictvím tepelného výměníku nebo stěny motoru. Pracovní látka je uzavřena v pracovním prostoru motoru, a proto se tyto motory nazývají také jako motory s uzavřeným oběhem. Typickým představitelem jsou parní motory. V letectví momentálně nejsou tyto motory prakticky využívány.

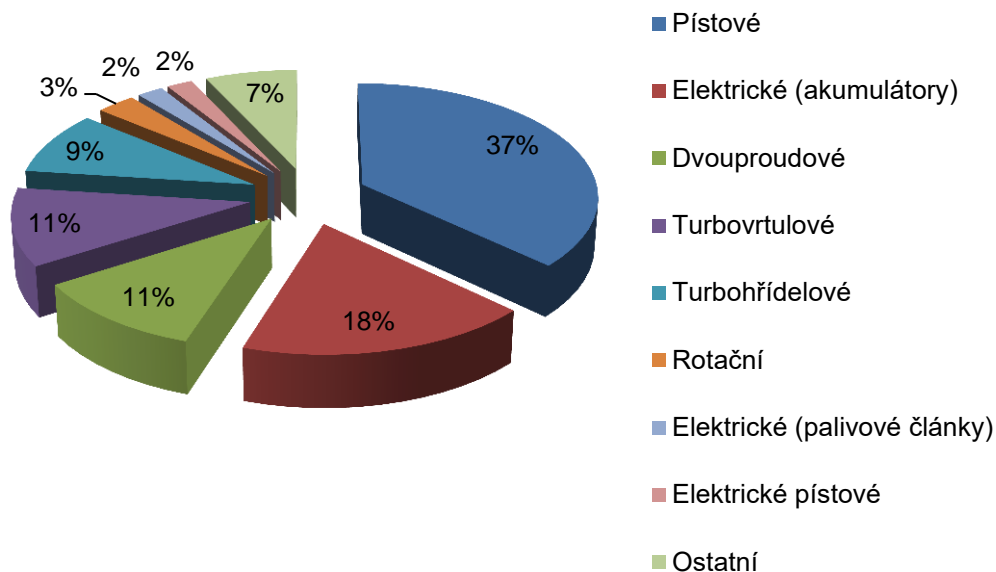
Pro letectví je mnohem významnější rozdělení motorů v souladu s kontinuitou jejich pracovních cyklů. Dle ní jsou děleny na [4] :

- 1) Motory s přerušovaným, periodicky se opakujícím pracovním cyklem – pracovní cyklus je v pravidelném intervalu (periodicky) opakován. Jedná se například o pístové spalovací motory.
- 2) Motory s kontinuálním pracovním cyklem – pracovní cyklus je vykonáván nepřetržitě (kontinuálně). Jinak jsou tyto motory nazývány také proudovými.

2.2 Motory bezpilotních prostředků HALE

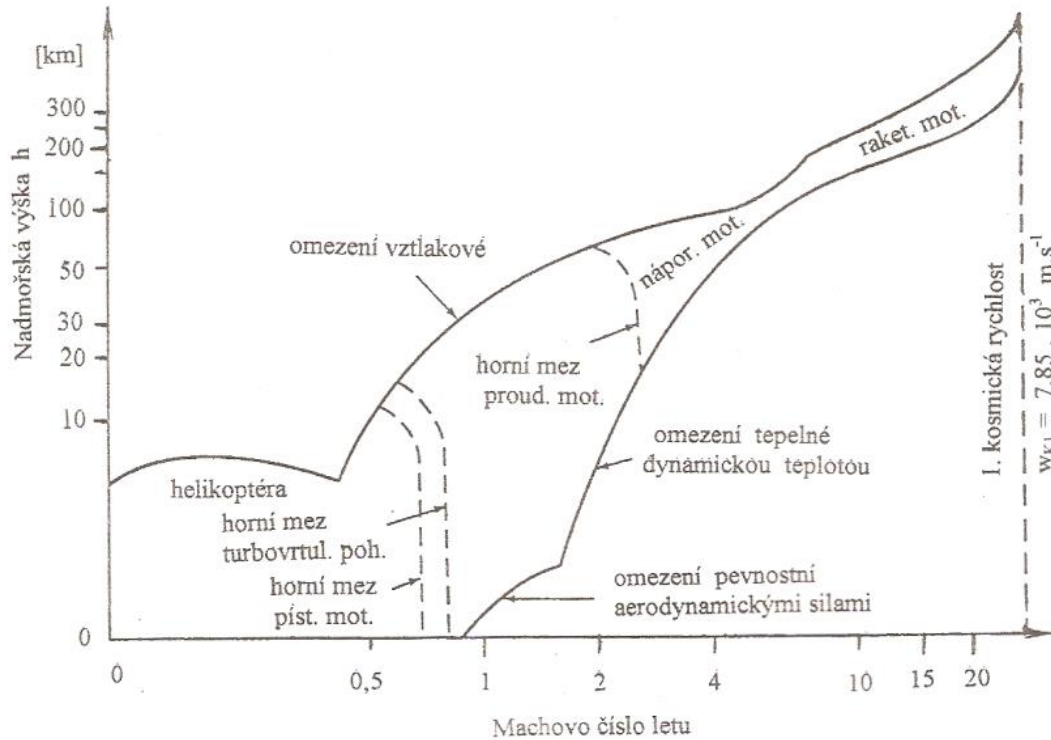
Procentuální rozdělení rozličných motorů je všeobecně mezi bezpilotními prostředky velmi odlišné od rozdělení u prostředků pilotovaných. Jak je zobrazeno na obrázku 11, u bezpilotních prostředků dosahují vyšších procentuálních hodnot motory, jež byly, či stále jsou považovány spíše za experimentální. Tento stav je způsoben nižšími hodnotami hmotností samotných bezpilotních prostředků, které tak pro svůj ustálený let vyžadují daleko nižších hodnot výkonů motorů oproti těžším klasickým konstrukcím s posádkou na palubě. Výhody spjaté s požadavky na ně kladenými (vysoké hodnoty výdrže, nižší hodnoty pádových rychlostí), které právě zmíněné motory mnohdy poskytují, společně s významně redukováním rizikem ohrožení osob a nižšími výrobními náklady jsou dalšími z hlavních důvodů.

Procentuální rozdělení typů motorů používaných u UAV



Obr. 11 Procentuální rozdělení typů motorů UAV [20]

Motory využívané u skupiny HALE výše zmíněný trend nejen potvrzují, ale svými čísly ještě dále zmenšují procentuální rozdíly mezi „klasickými“ a „inovativními“ druhy pohonů. Zde jsou příčinou také omezení, která neumožňují využití určitých motorů v rozmezí operačních výšek HALE UAV (graficky znázorněny jsou tyto limity na obr. 12). Ze zmíněného obrázku lze vyčíst, že se jedná o pohony turbopřídělové a turbohřídelové, tedy jak dokládá výše uvedený graf, dva z pěti nejrozšířenějších motorů u bezpilotních prostředků. V obou případech se jedná o motory, jež zabírají přední pozice i v pilotovaném letectví. Třetím z pohonů, které svou hranicí na obrázku 12 nepřekročují výšku 15 km, je pístový motor. Ani ten není ve vysokých výškách, vzhledem k atmosférickým podmínkám tam panujícím, schopen své normální činnosti. Přidáním plnicího dmychadla, které je schopno upravit vzduch vstupující do pracovního prostoru do požadovaných, či alespoň dostatečných podmínek, ovšem získáváme přeplňovaný, výškový motor, jež je využitelný i u HALE bezpilotních prostředků.



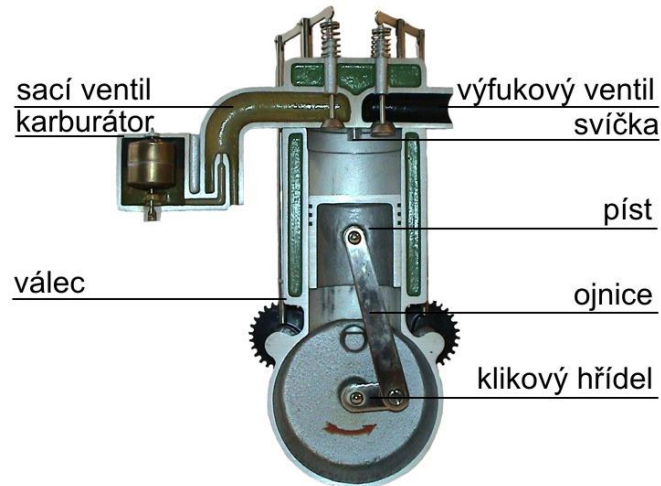
Obr. 12 Limity aerodynamického letu [4]

2.2.1 Pístové spalovací motory

Motory široké veřejnosti známé především pro využití v automobilovém průmyslu. V letectví jsou tyto motory rozšířeny hlavně ve všeobecném letectví (General aviation), tedy u lehčích konstrukcí. Děleny jsou dle frekvence pracovního oběhu (na dvou a čtyřdobé motory), spalovaného paliva/způsobu zapálení pracovní směsi (zážehové a vznětové), či například počtu a uspořádání jejich válců. Z hlediska HALE prostředků je velmi důležité dělení podle změny výkonu s výškou (výškové a nevýškové motory).

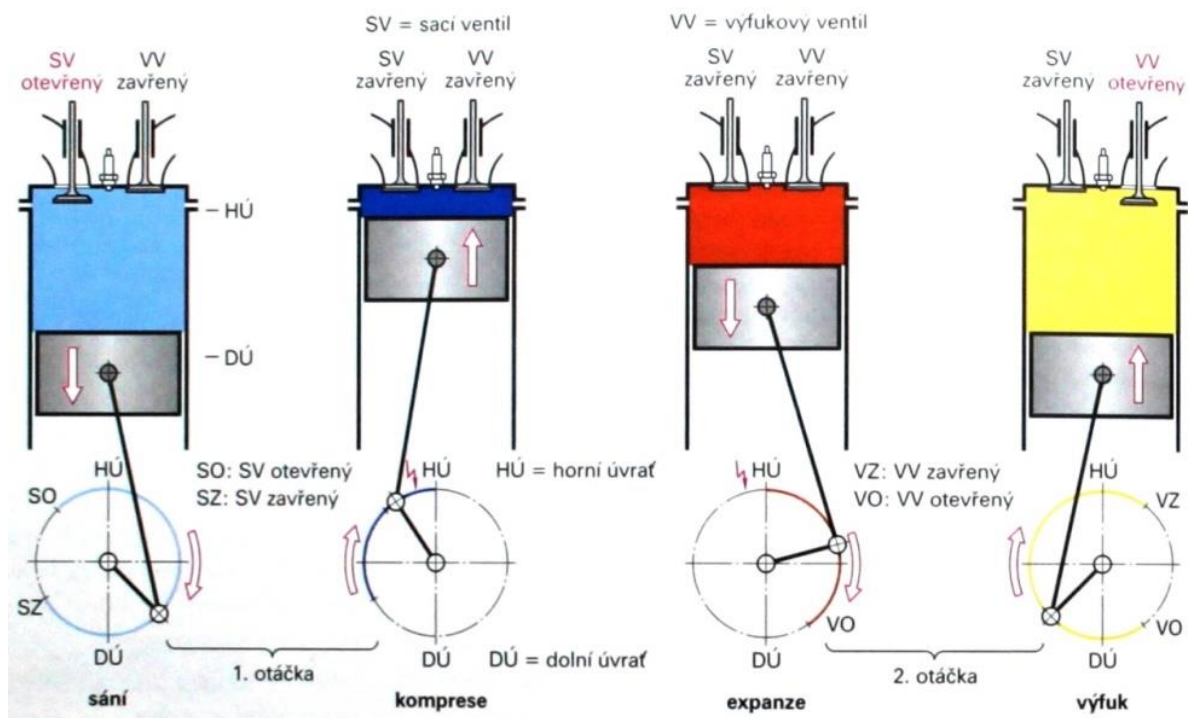
Pracovním prostorem motoru je válec, který je z jedné strany uzavřen pístem a z druhé strany hlavou válce. V té je umístěn sací a výfukový ventil. Přes sací ventil je vnitřní prostor válce plněn pracovní látkou, která je po každém cyklu vytlačena z prostoru přes výfukový ventil. Píst je součástí klikového mechanismu, který přes své další části, ojnici a klikový hřídel, přenáší a mění translační (posuvný) pohyb na pohyb rotační. Otáčející hřídel pak (nejčastěji přes reduktor, který snižuje počet otáček) uvádí do rotačního pohybu vrtuli. Uvedený popis je platný pro zážehový i vznětový spalovací motor. Oba motory jsou totiž konstrukčně téměř identické (u zážehového se nicméně vždy v hlavě válce nachází ještě zapalovací systém, který naopak u vznětového není nikdy přítomen), opravdový rozdíl se nachází v termomechanice oběhu. Konstrukční rozdílnosti nalezneme mezi motory čtyřdobými (popsány výše v tomto odstavci) a dvoudobými. U dvoudobých motorů totiž není

vstřikování a vyfukování pracovní směsi řešeno přes ventily, nýbrž přes soustavu kanálů (přepouštěcího, výfukového a sacího). [1] [4]



Obr. 13 Válec pístových spalovacích motorů [49]

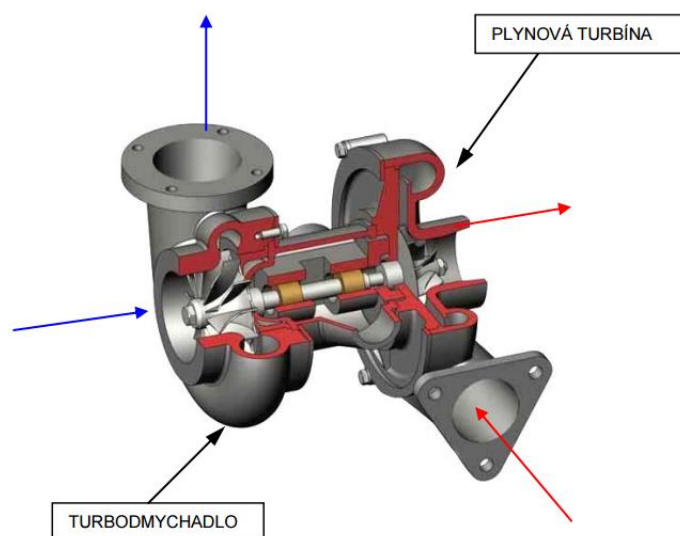
Pracovní oběhy motorů dvou a čtyřdobých se od sebe odlišují počtem otáček klikového hřídele během jednoho cyklu. Zatímco u čtyřdobých jeden oběh představuje dvě otáčky klikového hřídele, u dvoudobých je frekvence poloviční, a tak jeden cyklus znamená pouze jedno otočení hřídele. Tím je dosaženo zvýšení výkonu (v rozmezí 30 až 40%) a snížení nerovnoměrnosti chodu. Tyto motory jsou také konstrukčně jednodušší a poskytují vysoké měrné výkony. Pracovní oběh čtyřdobého zážehového motoru je graficky znázorněn na obrázku 14. [4]



Obr. 14 Pracovní oběh čtyřdobého zážehového motoru [53]

Pístové spalovací motory jsou dále klasifikovány dle využívaného paliva na motory zážehové a vznětové. Lehká paliva (benzíny) jsou součástí pracovní směsi v motorech zážehových a paliva těžká (nafty) její složkou v motorech vznětových. Porovnávací oběhy obou typů pístových spalovacích motorů v diagramech znázorňují zjednodušené, teoretické tepelné oběhy. Pracovní cyklus zážehového motoru je popsán ve spodní části obrázku 14. Při sání je do pracovního prostoru válce nasávána směs paliva a vzduchu, která je předpřipravena za pomoci karburátoru. Fázi komprese už tak prochází pracovní látka (zminěná směs), ve které je posléze zapáleno lehké palivo. Expandující látka tlačí píst směrem k dolní úvratí a tím vykonává přes klikovou hřídel užitečnou práci. Z dolní úvratí je naopak tlačén píst získanou silou hřídele a pracovní látka je pístem tak přes výfukový ventil vytlačována z pracovního prostoru válce. Vyprázdňením pracovního prostoru válce je ukončen cyklus. U motoru vznětového je při sání naplněn pracovní prostor pouze čistým vzduchem. Teprve na konci kompresního zdvihu je do stlačeného vzduchu pod vysokým tlakem vstřikováno těžké palivo. To rychle vytvoří směs, u níž dojde k samovznícení vlivem vysokých teplot panujících v pracovní látce na konci komprese. Další fáze jsou naprosto shodné s motorem zážehovým. [1] [4]

Výkon pístového motoru je zásadně ovlivněn tlakem vzduchu, jenž se podílí na tvorbě pracovní látky. Vyšší tlak vzduchu znamená zvýšení hmotnosti pracovní látky uvnitř pracovního prostoru válce (při zachování stejného poměru palivo:vzduch) a tudíž nárůstu hmotnosti paliva spalovaného během jednoho cyklu (energie do válce přivedené a následně spalováním uvolněné). Tímto způsobem motory výškové (tedy všechny pístové spalovací motory využívané na HALE letounech) kompenzují změnu (pokles) tlaku s narůstající výškou. Motory nepřepřňované, nevýškové, které nevyužívají zařízení schopná výše popsaného, nejsou schopny překročit hranice dostupy zobrazené na obr. 12. [1] [4]



Obr. 15 Turbodmychadlo přepřňující pístové spalovací motory [51]

2.2.2 Elektrické motory

Z uvedených motorů v letectví prozatím zdaleka nejméně využíváné. Jejich rozšíření v letectví velmi dlouho bránil velmi nízký poměr výkonu ke hmotnosti. Prvními rozšířenějšími leteckými konstrukcemi vybavenými elektrickými motory se proto staly modely letadel. Od nich, jako od předchůdců bezpilotních prostředků, tak byla logickým krokem instalace i právě na rozměrnější bezposádkové letouny. Vývoj hlavně v oblastech získávání a skladování elektrické energie, který vedl ke konstrukcím s daleko vyšším poměrem výkonu ke hmotnosti, nejnověji umožnil jejich využití i u letounů se vzletovou hmotností do 2 000 kg. [25]

Elektrické motory, na rozdíl od zbytku v letectví využívaných motorů, nejsou tepelnými stroji. K přeměně na mechanickou energii je v nich totiž využívána energie elektrická. Nejčastěji se tak děje prostřednictvím silových účinků magnetického pole. Možností konstrukcí je u elektromotorů téměř nepřeberné množství. U drtivé většiny z nich ovšem můžeme rozlišit části, které jsou všeobecně pokládány za základní stavební jednotky. Jedná se o elektrický obvod, magnetický obvod, mechanickou konstrukci a chlazení. Zatímco jejich funkce (zřejmě z jejich názvů) jsou u všech druhů zmíněných motorů shodné, samotné konstrukce se v různých elektromotorech mohou diametrálně odlišovat. Další dělení aplikované pro elektrické stroje je na část statorovou a rotorovou. Rotorová, tedy pohybující se část, bývá nejčastěji umístěna uvnitř části statorové, nehybné. Otáčející se hřídel, přenášející mechanickou energii mimo motor, je napojena na rotorovou část. Samotné uspořádání zmíněných částí může být opět velmi rozdílné. [55]

Pro bezpilotní prostředky HALE jsou v současnosti v největší míře využívány elektrické motory synchronní s permanentním magnetem. Jedná se o bezkomutátorové (komutátor je usměrňovač zajišťující přepínání směru proudu vedeného do rotorové části) motory, v jejichž rotorové části je využíváno spíše permanentního magnetu, nežli navinutých vodičů. Těmito elektrickými motory jsou (či byly) vybaveny například již zmíněné letouny Zephyr, nebo Helios Prototype. [55]

Zásadní otázkou je u elektromotorů způsob uskladnění (případně tvorby) elektrické energie. Nejčastěji jsou k tomuto účelu v současnosti využívány akumulátory, jejichž moderní provedení umožňují uchování kapacitně vysoké hodnoty elektrické energie (při jejich přijatelných hmotnostech). Dalšími z možností jsou fotovoltaické panely, které přeměňují sluneční záření na elektrickou energii, nebo palivové články, v nichž vzniká elektrická energie chemickou reakcí dvou tekutin (například vodíku a kyslíku). Zvláště z pohledu HALE prostředků je velmi zajímavým řešením kombinace fotovoltaických panelů a akumulátorů. Při dostupnosti slunečního záření produkují panely elektrickou energii, jež může být ihned

využita k pohonu elektrického motoru, či uchována uvnitř akumulátorů. Ty posléze v době, kdy panely nemohou energii vytvářet, zásobují motor energií dříve uloženou. Tímto lze teoreticky dosáhnout stavu neomezené výdrže letounu. [55]



Obr. 16 Helios Prototype se svými elektromotory a fotovoltaickými články instalovanými na celé ploše křídla [36]

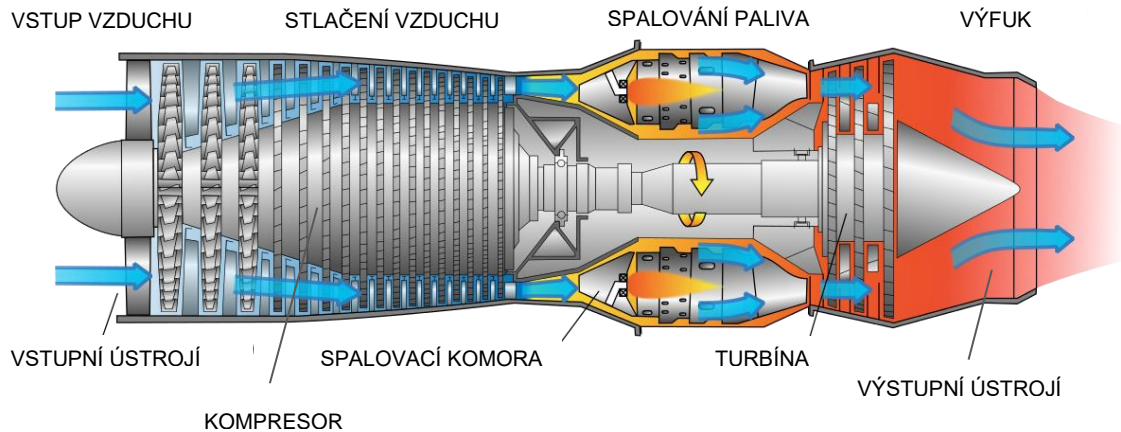
2.2.3 Turbinové motory

Turbinové motory představují kategorii zahrnující motory proudové, dvouproudové, turbovrtulové a turbohřídelové. Operační výšky HALE prostředků omezují využití turbinových motorů pouze na kategorie motorů proudových a dvouproudových. [1] [4]

Přes vstupní ústrojí (konstruované v souvislosti s rozsahem rychlostí) proudí nasávaný vzduch do kompresorové části proudového motoru. Kompresor může být trojího typu - axiální (osový), radiální (odstředivý) a smíšený (skládající se z obou předchozích typů). Základní stavební jednotkou axiálního kompresoru je takzvaný stupeň. Ten sestává z řady rotujících (rotorových) a nerotujících (statorových) lopatek. Proud vzduchu vstupuje, prochází a vystupuje z axiálního kompresoru ve směru rovnoběžném (či velmi blízko k němu) k hřídeli, která otáčí rotorovou částí kompresoru. Naproti tomu kompresor radiální předává mechanickou energii vzduchu otáčejícím se lopatkovým kolem, do kterého vzduch vstupuje ve směru osovém a opouští jej ve směru radiálním (před vstupem do difuzoru). Velmi častá je (hlavně u hmotnostně lehčích motorů) kombinace několika stupňů osového kompresoru s kompresorem radiálním. U výkonnějších motorů je obvyklé rozdělení kompresoru na část nízkotlakou a vysokotlakou. Přívod paliva (energie) se odehrává ve spalovací komoře, která navazuje na kompresorovou část. V ní probíhá spalování/hoření paliva, ze kterého je tím uvolňována energie. Tato tepelná energie je v následující části proudového motoru, turbíně,

přeměněna na mechanickou práci. Turbína je svou konstrukcí podobná kompresoru. I u ní rozeznáváme axiální a radiální typ (ač se druhý z nich však již prakticky nepoužívá), rotorovou a statorovou část a případně i část nízkotlakou a vysokotlakou (v závislosti na existenci tohoto rozdělení u kompresoru). Zatímco v kompresorové části je však práce na proud vzduchu konána (práce je strojem spotřebovávána, záporná), v turbíně proud vzduchu práci vykonává (práce je strojem získávána, kladná). Turbínou proudící vzduch silově působí na rotorové lopatky, které jsou tím uváděny do rotačního pohybu. Zmíněný pohyb je umožněn instalací lopatek na disk, který brání svým dalším uchycením pohybu posuvnému. Rotační pohyb je tedy od lopatek přenášen přes disk na hřídel (obzvláště u motorů turbovrtulových a turbohřídelových případně na hřídele). Hřídel, kterou je otáčeno, uvádí v rotační pohyb rotorovou část kompresoru, kde, jak již bylo zmíněno, je mechanická energie využívána ke kompresi proudu vzduchu. U turbovrtulových a turbohřídelových motorů je velmi časté využívání více hřídelového uspořádání. To vede k dalšímu rozdělení turbíny na generátorovou a výkonnou (volnou) část. Generátorovou turbínou je nazývána výše popsaná turbína instalovaná na opět výše popsanou hřídel. Výkonnou, či volnou turbínou je turbína roztáčející hřídel, jež přenáší mechanickou energii mimo pracovní prostor motoru (na vrtuli). Poslední z částí proudových motorů je výstupní ústrojí. V něm dochází k tvorbě samotného tahu (u motorů turbovrtulových a turbohřídelových ovšem sekundárního, či dokonce žádného, primární je totiž vytvářen urychlením proudu vzduchu na vrtuli). [1] [4]

Proudový motor je základem i pro motory dvouproudové. Ty využívají dmychadla ke stlačení hmotnostně vyšší hodnoty pracovní látky (vzduchu) na vstupu do motoru. Větší část z této hodnoty je posléze vedena obtokovým kanálem obepínajícím vysokotlakou část motoru (de facto proudový motor popsaný výše). Na výstupu z motoru tento proud vzduchu následně vytváří další tah. Dmychadlo (či jinak ventilátor) je umístěno před vstupem do kompresoru vysokotlaké části motoru a poháněno hřídelí právě z něj. Vzhledem k vyšší ekonomičnosti provozu oproti motorům proudovým (jednoproudovým), jsou v současnosti v mnohem větším měřítku využívány motory dvouproudové. [1] [4]



Obr. 17 Schéma proudového motoru [56]

2.2.4 Ostatní

Pohon bezpilotních HALE prostředků nemusí být realizován pouze třemi výše zmíněnými druhy, jak je zřejmé již z kapitol této předcházejících. Instalace jiných druhů motorů (například náporových) může zmíněné konstrukce některými parametry výrazně odlišit od konstrukcí využívajících jeden ze tří na ně nejčastěji instalovaných motorů. Tato odlišnost může být klíčovou charakteristikou při plnění specifických úkolů, a tím převážit nedostatky, které se u většiny ze zbylých pohonů vyskytují (nedostatky při využití na bezpilotních prostředcích HALE).

3 Výběr vhodného typu motoru

Proces výběru vhodné propulsní soustavy (a následně konkrétního leteckého motoru) je složitým, mnoha faktory ovlivněným a komplexním rozhodovacím procesem. Při počáteční analýze prostředku, pro který je jednotka vybírána, je nutno vyhledat nejen každý z možných limitujících prvků, ale také všechny prvky, jež by mohly být (kladně, či záporně) ovlivněny volbou rozličných jednotek. Zvolená jednotka by totiž nejen měla ležet v přípustném rozmezí, ale také co nejpozitivněji ovlivňovat veškeré vlastnosti a samotnou výkonost prostředku. Mezi takové prvky například patří nejen rozměry konstrukce, ale také její význačné parametry, či provozní podmínky, které podle očekávání budou za provozu na prostředek působit. Právě uvedené prvky jsou také obsahem rozboru velmi zjednodušeného výběru vhodného typu motoru, kterým se zabývá tato kapitola.

3.1 Parametry rozhodující o volbě konstrukce a pohonu

Jak je již z předchozích kapitol zřejmé, volbu konstrukčních prvků a pohonné jednotky bezpilotních prostředků nejvíce ovlivňuje jejich samotné určení. To totiž posléze přímo určuje důležitost různých parametrů a jejich hodnot, na které by měly být konstrukce a jejich pohony koncipovány. Šířce škály odlišných úkolů a určení, které bezpilotní prostředky HALE plní, odpovídá celkový počet významných charakteristik. I u prostředků s naprosto odlišným určením je ale významnost některých parametrů společná. Právě takové, všeobecněji signifikantní parametry jsou uvedeny a popsány dále v této kapitole.

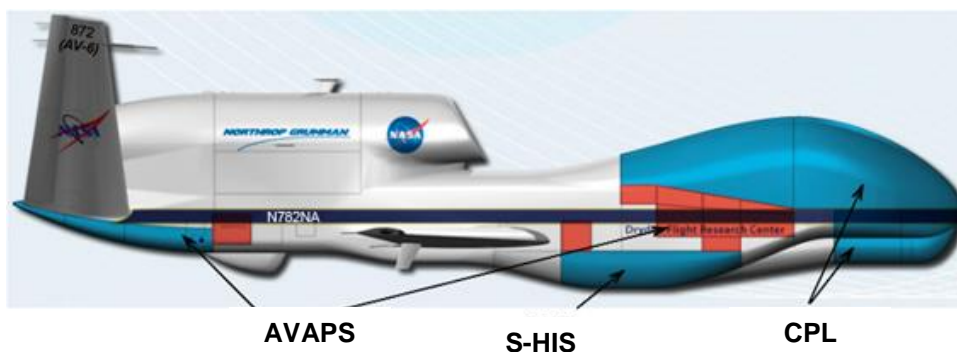
3.1.1 Platící zatížení

Hodnoty platícího zatížení hrají často primární roli při volbě konstrukce (hlavně jejich rozměrů a hmotností), pohonné jednotky (výkonnosti) a dalšího uspořádání zamýšleného prostředku. Již nyní je rozmezí hodnot platícího zatížení u bezpilotních prostředků HALE poměrně široké. Proto v blízké budoucnosti není očekáváno jeho další významné rozšiřování. Nejnižší hmotnostní hodnoty začínají v řádech jednotek kilogramů a nejvyšší naopak končí v jednotkách tun (tedy tisícovek kilogramů). [2]

Objemové kapacity jsou zvláště u prostředků s vyššími hmotnostmi řešeny instalací pylonů, které mohou nést zátěž mimo drak letadla, a tak vyřešit případné objemové problémy. Přenesení zátěže mimo drak letounu je řešením využitelným i při nutnosti neodstínění komunikačních a jiných senzorů. Poměrně zásadně je ovšem následně ovlivněna aerodynamika prostředku. Negativní změny doprovázené poklesem rychlosti, dostupů a manévrovatelnosti mohou být kompenzovány nižší hmotnostní hodnotou neseného platícího

zatížení, či jednoduše předimenzováním výkonových charakteristik (například volbou výkonnějších pohonných jednotek). Nutnost konkrétních umístění některých druhů platících zatížení (nejčastěji přehledových senzorů a komunikačních přístrojů v přední části draku) zásadně ovlivňuje možnosti dalšího designu konstrukce a umístění pohonných jednotek. Velkou pozornost je také nutné věnovat snižování hmotnosti platícího zatížení během letu. Takové náklady musejí být umístěny co nejbližše těžišti letounu, aby jej změna jejich hmotností neposunula z rozsahu centráže (jeho povolených poloh), optimálně jeho posun ovlivnila co nejméně. V potaz je nutné vzít i možnosti ovlivnění rozměrů, skupenství a parametrů nákladů nízkými teplotami. [2]

Konstrukce bezpilotních prostředků jsou nejčastěji rozděleny do modulů (sekcí), které mimo jiné umožňují i případnou rychlou výměnu. Modul primárního platícího zatížení bývá umístěn v přední části trupu prostředku. Následován je v trupu modulem elektroniky, paliva, případně sekundárního platícího zatížení a pohonné jednotky. Sekce pohonné jednotky svou pozicí a hmotností významně ovlivňuje možnosti těchto parametrů u ostatních modulů. Nejvýznamněji samozřejmě těch, ve zmíněných parametrech nejsnáze ovlivnitelných, tedy platícího zatížení a paliva. [2]



Obr. 18 Rozložení sekcí platícího zatížení (modře a červeně) u prostředku Global Hawk upraveného pro monitorování extrémního počasí. AVAPS – systém měřící teplotu, relativní vlhkost a vítr; CPL – Lidar systém dálkového monitorování oblak a S-HIS – interferometr měřící teplotní vyzařování [37]

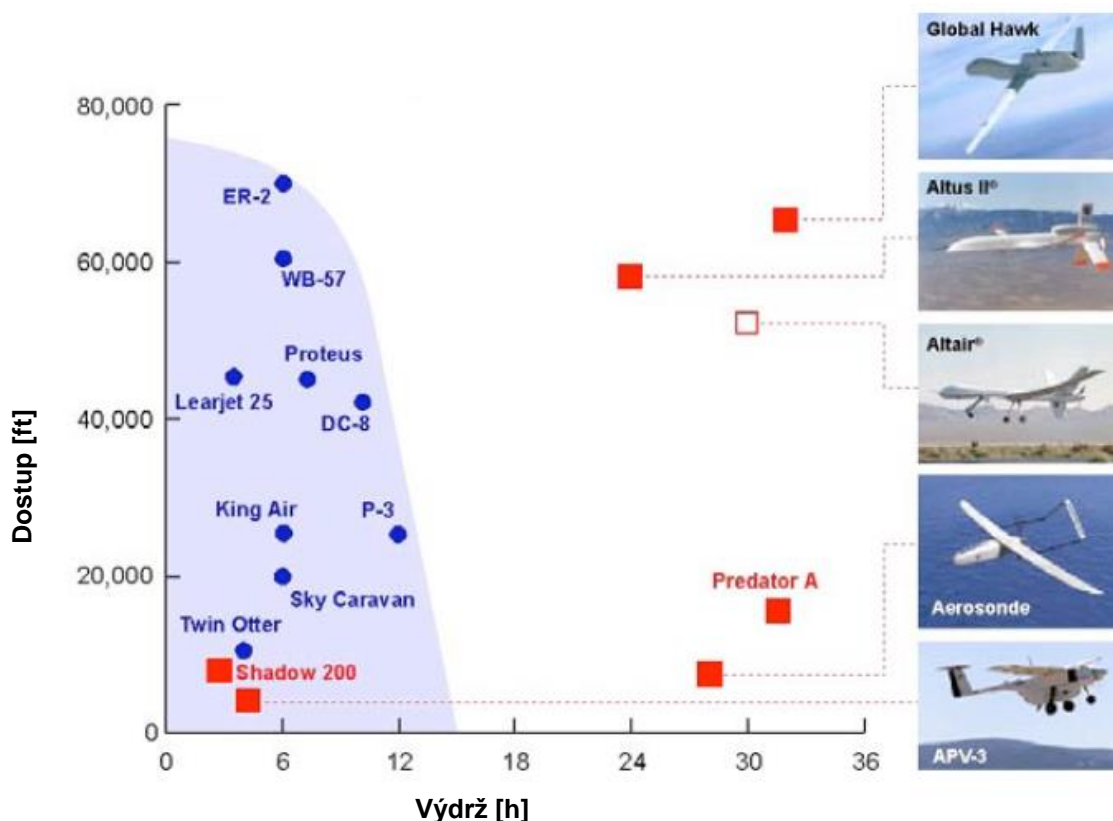
3.1.2 Výdrž

I přes to, že určitých hodnot výdrže (nejméně velmi blízcím se 24 hodinám) by měl dosahovat každý letoun, který chce být klasifikován jako HALE, existují i mezi těmito prostředky výrazné rozdíly v dobách výdrží. Klíčovou roli u parametru výdrže sehrávají pohonné jednotky. Vývoj, kterým za posledních pár desetiletí pohonné jednotky prošly, citelně snížil jejich spotřebu paliva. Tím bylo umožněno konstrukcím i při zachování jejich

původních parametrů prodloužit dobu výdrže. Tyto motory s vyššími hodnotami energetických transformací jsou mnohdy instalovány i právě na HALE prostředky.

Skutečně revolučními pohony jsou z hlediska výdrže nicméně elektrické motory využívající jako „paliva“ sluneční energie. Ty ve spolupráci s akumulátory (které jsou vzhledem k jejich masivnímu využití ve spotřební elektronice vylepšovány téměř na denní bázi) umožňují prostředkům zůstat ve vzdušném prostoru teoreticky po neomezenou dobu. Teoreticky neomezené výdrže by bylo možno dosáhnout i u prostředků poháněných energií uvolněnou spalováním fosilních, či jiných paliv, nicméně by se muselo přistoupit k velmi náročné operaci doplnění paliva za letu. I přes některé vcelku úspěšné pokusy, logistická náročnost této operace spolu s pro uživatele zatím dostatečně dlouhou dobou výdrže odrazuje konstruktéry od implementace zmíněného řešení do svých prostředků. [2]

Výdrž je jednou z největších výhod bezpilotních prostředků oproti prostředkům pilotovaným z jejich paluby. Právě absence posádky (lidských omezení) dovoluje bezpilotním letounům plně využít možností konstrukce a její propulsní soustavy. Porovnání výdrží obou výše zmíněných kategorií letadel je uvedeno v grafu na obrázku 19.

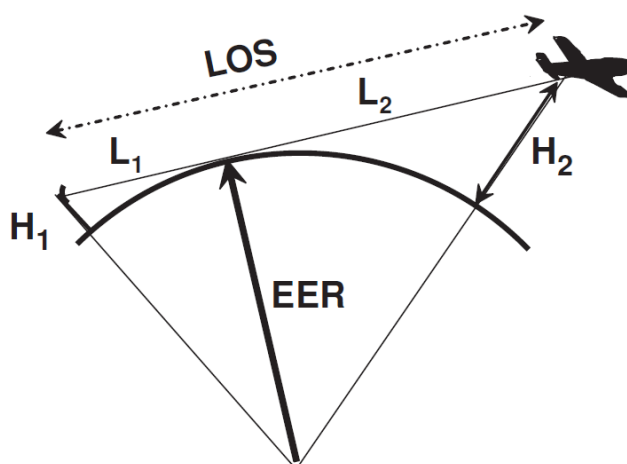


Obr. 19 Porovnání výdrží bezpilotních prostředků (červeně) a prostředků pilotovaných z paluby (modře) [47]

3.1.3 Operační rádius

Ač je tento parametr velmi úzce spjat s předešlým zmíněným, není možné mezi ně položit rovnítko, či uvést, že jeden je funkcí druhého. I u prostředků shodných dob výdrže se totiž mohou hodnoty operačního rádia značně lišit. Teoretický dolet totiž nemusí být vždy naplněn například vzhledem k možným vzdálenostním omezením komunikačního přenosu. Pro civilní využití jsou nejčastěji dostatečnými operačními rádií stovky, či tisíce kilometrů, a proto by vybavení silnějšími komunikačními přístroji (schopných přenosu signálu na desítky tisíc kilometrů) znamenalo pouze zbytečné navýšení nákladů a pravděpodobný vzrůst hmotnosti UAV. Naopak vojenský sektor mnohdy vyžaduje plnění operací s nutností urazit i desítky tisíc kilometrů. Dalším markantním rozdílem je čas, za který by měl být bezpilotní prostředek schopen pokrýt svůj operační rádius. Zatímco u civilního sektoru není tomuto přikládán větší význam, pro vojenské složky jde o klíčovou charakteristiku, jež může rozhodovat o úspěšnosti, či neúspěšnosti mise (a tím i o lidských životech). Rozdíly v operačních rádiích ovlivňují svými důsledky i volbu pohonných jednotek. [2]

U bezpilotních prostředků nevyužívajících k přenosu dat prostřednictvím satelitů, či jiných přenašečů signálu, je zásadním požadavkem operace v takzvané linii dohledu (line-of-sight, LoS). Tato limitace je způsobena využitím vysoko frekvenčního rádiového přenosu dat. Ač právě použití vysokých frekvencí znamená snížení vzdálenosti, na kterou se může signál šířit, je naopak velmi výhodné z hlediska objemu přenášených dat (vzrůstající hodnota frekvence znamená možnost navyšování objemu přenášených dat, ale také zkrácení vzdálenosti přímého přenosu signálu). Při volbě frekvencí komunikačního signálu je tedy velmi důležité nalézt ideální rovnováhu mezi požadovaným operačním rádiem a objemem dat, který bude tento signál přenášet. Způsob zjednodušeného výpočtu linie dohledu, včetně grafického znázornění je na obrázku 20. [2]



$$L_1^2 = (EER + H_1)^2 - EER^2 \quad (1)$$

$$L_1 = \sqrt{[(2 \times EER \times H_1) + H_1^2]} \quad (2)$$

$$L_2 = \sqrt{[(2 \times EER \times H_2) + H_2^2]} \quad (3)$$

$$LOS = L_1 + L_2 \quad (4)$$

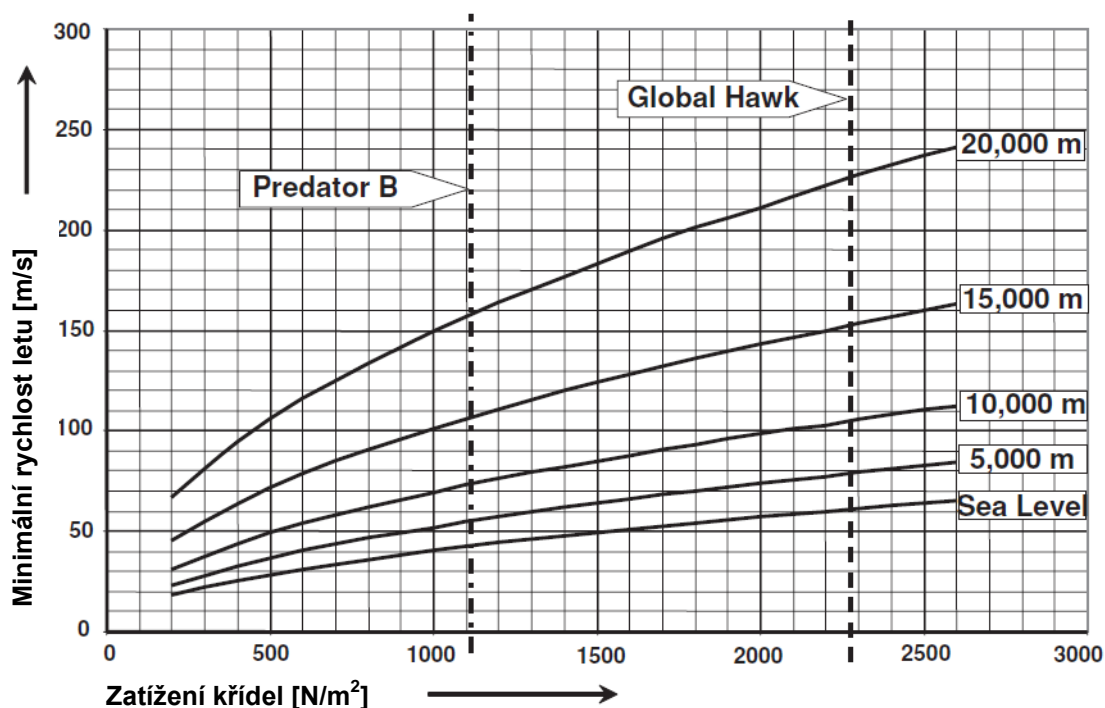
Kde EER (Effective Earth Radius – efektivní rádius Země) je pro UAV typicky využívaná rádiová frekvence 8 500 km a H_1 a H_2 znázorňuje výšku rádiové antény a prostředku respektive.

Obr. 20 Zjednodušený výpočet linie dohledu (LoS – line-of-sight) [2]

3.1.4 Rozsah rychlostí

Naprostou klíčovou parametrem z hlediska návrhu konstrukce a pohonné jednotky je rozsah rychlostí, kterými by se měl navrhovaný prostředek pohybovat. V každém z rychlostních rozsahů se nachází několik význačných hodnot (či spíše kratších rozsahů), které mohou představovat například různé rychlostní meze (v závislosti na okolních podmínkách a aktuálních parametrech letounu), či naopak optimální rychlosti daného režimu letu. Přibližné číselné hodnoty těchto bodů jsou předurčeny úkoly, jež by konstruovaný prostředek měl plnit. Bezpilotní HALE prostředek v roli záchytného stíhače bude vyžadovat vysoké hodnoty maximálních rychlostí, zatímco při plnění leteckého snímání bude upřednostněna co nejnižší hodnota pádové rychlosti.

Pro letecké konstrukce s nepohyblivými nosnými plochami existují dvě základní kritéria pro provedení vodorovného ustáleného letu. Totiž že, nosné plochy (křídla) musejí poskytovat vztlak takové hodnoty, která je dostatečná k vyrovnání (přímý let), či překonání (stoupavý let) tíhy letadla. Druhou z podmínek je tah, který musí být roven (let konstantní rychlostí), nebo větší (let se zvyšující se rychlostí) celkovému odporu letadla. Pro každou leteckou konstrukci je důležité stanovit hodnotu rychlosti, pod kterou již alespoň jedna z výše uvedených podmínek není splněna, a letadlo proto není schopno samostatného letu. Taková hraniční hodnota se nazývá minimální rychlostí. Na obrázku 21 je graficky znázorněna její závislost na zatížení křídel (poměru hmotnosti letadla k ploše jeho křídel) a výšce letu. [2]



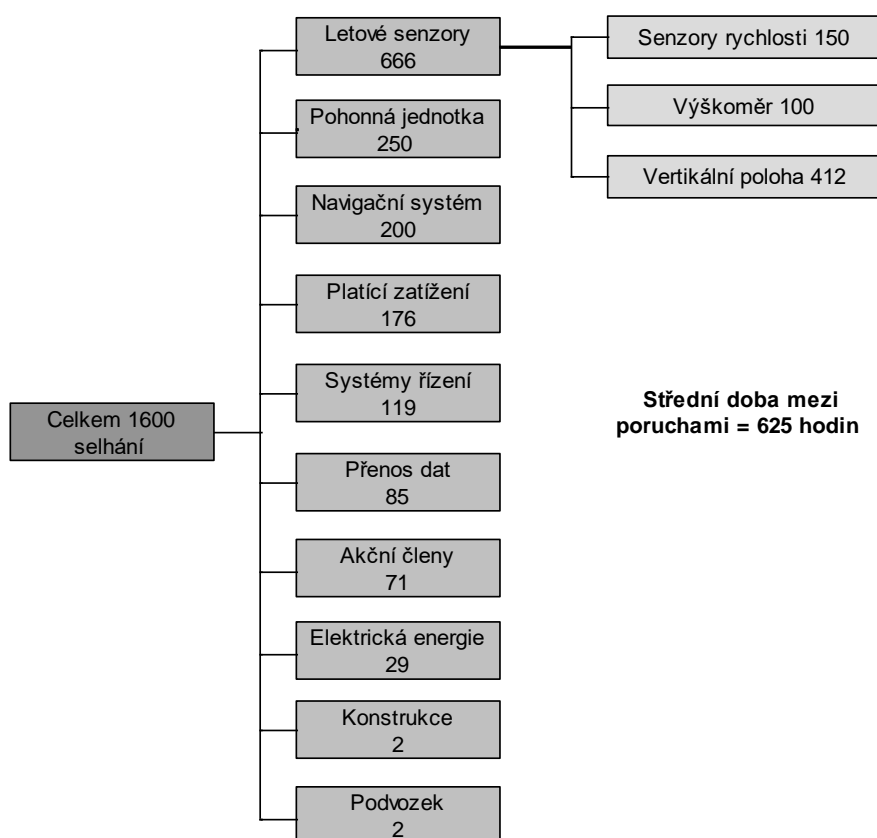
Obr. 21 Graf závislosti zatížení křídel, minimální rychlosti a výšky letu s vyznačenými hodnotami pro prostředky Predator B a Global Hawk [2]

3.1.5 Údržba

V potaz je zvláště vzhledem k velmi dlouhým dobám výdrží nutné brát i otázku údržby. Údržba HALE UAV je také oproti jiným letadlům poměrně odlišná. Tyto konstrukce jsou totiž vystavovány nižším počtům cyklů v poměru k počtu letových hodin, kterých ale naopak ve stejných časových úsecích absolvují mnohem vyšší množství. Také prostředí, které na konstrukci a pohonnou jednotku působí je v některých charakteristikách odlišné, a tak je nutné vzít v úvahu i jiná specifika namáhání. Protože jsou HALE UAV nejčastěji pouze částí UAS (tedy systému), je nutné provádět údržbu i všech dalších součástí takových systémů.

Z hlediska údržby je významným parametrem spolehlivost prostředku. Ta v sobě zahrnuje bezporuchovost, udržovatelnost a zajištěnost údržby. Pro bezporuchovost je důležitým jevem porucha, která znamená stav neschopnosti plnit požadovanou funkci. Pravděpodobnost výskytu poruchy v systému je dána sumou pravděpodobností výskytu poruchy u každé z částí systému. Proto představuje diagram znázorňující pravděpodobnosti (či počty) poruch jednotlivých komponent systému důležitý prvek nejen při konstrukci, ale také například plánování údržby. Na obrázku 22 se nachází diagram, který byl v roce 1993 sestaven pro pomyslný UAV letoun na základě dat získaných z armádních letounů. Jeho tvůrci předpokládali poměr 160 poruch na 100 000 letových hodin (tedy 1 600 poruch na 1 milion letových hodin, jak je zobrazeno na obrázku). Již z rozdělení na primární sekce vyplývá

přední umístění pohonné jednotky mezi sekcemi s nejvyššími pravděpodobnostmi (počty) poruch. Přesto byly za zdroj největšího počtu (oproti v pořadí druhým pohonným jednotkám více než dvojnásobného) selhání předpokládány letové senzory letounů. Roku 2005 (tedy o 12 let později) byla vyhodnocena data armádních UAV, jejichž část je zobrazena na obrázku 23. Ta ukázala, že původní předpoklad byl z pohledu průměrných hodnot lehce mylný. V průměru se totiž pohonné jednotky podílely na 38% z celkového počtu poruch, což je učinilo nejporuchovějším členem prostředků. Proto je nutné při návrhu pohonné jednotky dbát ohled i na tento faktor. [2]



Obr. 22 Diagram předpokládaného počtu a rozložení poruch fiktivního UAV [2]

Letadlo	Pohonná jednotka	Systémy řízení	Komunikace	Lidská chyba	Různé
Predator A	23%	39%	11%	16%	11%
Predator B (Reaper)	53%	23%	10%	2%	12%

Obr. 23 Skutečná data dvou UAV prostředků. Zatímco Predator A se od předchozích předpokladů příliš neodchýlil, zbytek sledovaných prostředků, včetně Predator B, vykazoval hodnoty výrazněji odlišné [2]

3.2 Provozní podmínky

Jedním z primárních (a zároveň nejdůležitějších) kroků při volbě nejen pohonné jednotky, ale již celkové konstrukce letadla, je stanovení podmínek, kterým bude letadlo vystavěno v provozu. Teprve posléze je totiž možné zvolit samotnou koncepci konstrukce a pravděpodobný druh její pohonné jednotky. Provozní podmínky jsou nejčastěji určeny zadavatelem (zvláště pokud jím jsou ozbrojené složky), poptávkou (při snaze zvýšení šancí prodeje), či mezerou na trhu (snaha zaplnit existující mezeru a oslovit tak potenciální zákazníky). Ve většině případů se tak děje nepřímo skrze primárně vyžadované hodnoty parametrů, nebo určené využití prostředku. Tedy například pokud zadavatel vyžaduje dostup 20 000 metrů znamená to, že konstrukce musí být navrhována i v souladu s podmínkami, které v této výšce panují (tedy určitými teplotami, hustotou, apod.). Dalším rozšířením požadavků charakteristik jsou specifikovány další podmínky, a tím jsou také dále limitovány možnosti konstrukce (a výběru pohonné jednotky). U druhého z postupů je konstrukce navrhována v závislosti na podmínkách, které vyplývají ze zadání využití prostředku. Nejsou tedy stanoveny konkrétní hodnoty parametrů, ale určení, jež má prostředek plnit. V souladu s podmínkami, které se při plnění úkolů očekávají, je následně konstrukce koncipována. Například, výše zmíněný zadavatel by tedy nevyžadoval dostup 20 000 metrů, ale úspěšné plnění komunikačního přenosu mezi subjekty. Výrobce si posléze sám zvolí, zda se pokusí cíle dosáhnout prostřednictvím konstrukce (a pohonné jednotky) schopné úspěšně dosáhnout 20 000 metrů nadmořské výšky, či konstrukce (pohonné jednotky) umožňující dosáhnout pouze 18 000 metrů, ale zároveň schopné v operační výšce nést oproti předchozí variantě výkonnější komunikační zařízení. Kombinací obou z postupů mohou být zadány konkrétní hodnoty pouze klíčových parametrů (z pohledu zadavatele/trhu) při stále poměrně širokém rozsahu možností voleb konstrukčních prvků navrhovaného prostředku. Provozní podmínky zahrnují nejen podmínky atmosférické, ale také mnohé jiné (například uskladňovací/hangárové). I přesto jsou dále rozebírány pouze podmínky atmosférické, které mají obecnější charakter, než většina z podmínek ostatních. V mnoha případech jsou také na rozdíl od mnohých jiných prakticky neovlivnitelné a prostředky jsou jim vystaveny při téměř každém z letů.

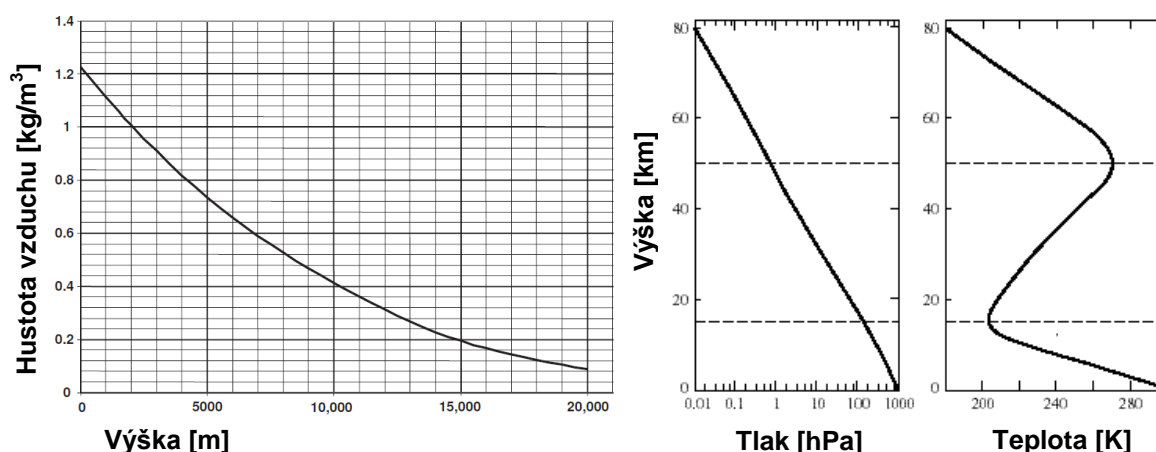
3.2.1 Analýza atmosférických podmínek

Atmosférické podmínky jsou naprosto zásadním faktorem pro každý aerodynamický let. Proto musí být konstrukce (a stejně tak pohonná jednotka) navržena s ohledem na podmínky, jež se při provozu očekávají. Z hlediska bezpečnosti je důležité prostředek dimenzovat nejen na průměrné, očekávané podmínky, ale i na podmínky extrémnější, jež jsou pro celistvost konstrukce nebezpečné a mohou vést k vážným strukturálním

poškozením, či až ztrátě prostředku. Stav atmosféry je nutno brát v potaz nejen při konstrukci bezpilotního prostředku, ale také při jeho samotném provozování, jelikož extrémním vlivům počasí nemusí odolat ani několikanásobně předdimenzovaná konstrukce.

Standardní atmosféra

Aerodynamické síly působící za letu na prostředek jsou funkcí relativní rychlosti letu vůči atmosféře a stavu a složení vzduchu. Pro zjištění stavových veličin a složení vzduchu byl zaveden model atmosféry, který se nazývá Mezinárodní standardní atmosférou (MSA). Tento model znázorňuje zjednodušené vztahy mezi samotnými atmosférickými (teplotou, tlakem, atd.) veličinami, ale i mezi nimi a veličinami dalšími (výškou). Právě vztahy mezi výškou a jí ovlivněnými atmosférickými veličinami jsou pro letectví vztahy více než významnými. Příklady takových, pro výběr pohonné jednotky zásadních, vztahů jsou graficky znázorněny na obrázku 24. Důležité je ovšem zmínit, že model MSA znázorňuje a udává vztahy a hodnoty zjednodušené, idealizované, které se od skutečného (aktuálního) stavu mohou i výrazně odlišovat. I přes to ovšem velmi názorně popisuje prostředí, kterému je letecká konstrukce za provozu nejčastěji vystavena.



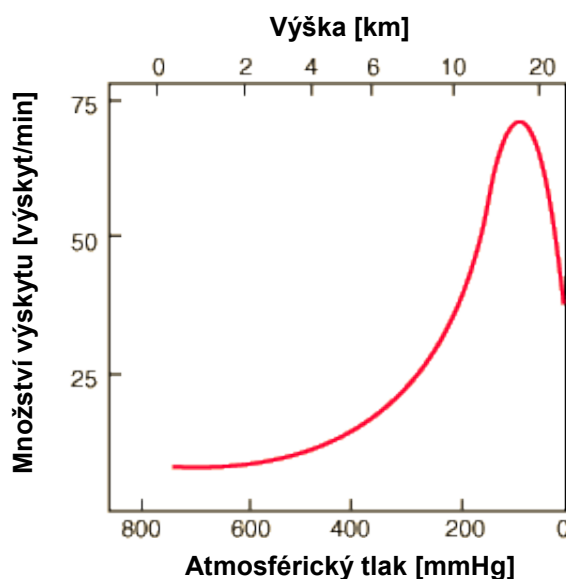
Obr. 24 Závislosti hodnot MSA pro význačné atmosférické stavové veličiny [2]

Následující příklady slouží k demonstraci možných účinků vybraných atmosférických podmínek na bezpilotní prostředky HALE. První z příkladů je zaměřen na již zmíněnou závislost teploty na výšce. Zároveň ovšem jasně dokazuje, že hodnoty MSA mohou být brány pouze orientačně. Aktuální hodnoty jsou totiž funkcí nejen samotné výšky, ale také zeměpisné polohy (MSA hodnoty jsou nejbližší hodnotám mírného pásu), či například aktuálního pohybu atmosférických front. Druhý příklad ukazuje, že kromě poměrně jasných výzev v podobě nízkých teplot, tlaků a hustoty vzduchu, které HALE prostředky ve výškách kolem 20 km očekávají, mohou pohyb v tomto prostředí zkomplikovat i jiné, méně zřejmé nebezpečnosti. Poslední z příkladů poukazuje na nutnost počítat při konstrukci a provozu

prostředků HALE nejen s podmínkami panujícími v jejich operačních výškách, ale také s těmi, vyskytujícími se v nižších vrstvách (výškách).

Na začátku roku 2011 bylo využito bezpilotního prostředku Global Hawk k monitorování stavu atmosféry Arktidy. Letoun měl provést předem naplánovaný let v určité letové výšce. V průběhu mise ovšem muselo dojít k pozměnění letového plánu na základě vyhodnocení dat obdržených ze senzorů (palubních i těch umístěných na shazovaných sondách) a předpovědi počasí. Dle těchto údajů se totiž Global Hawk mohl ocitnout v prostředí, ve kterém se teplota pohybovala v hodnotách, jež by mohly vést k překročení limitní hodnoty teploty povrchu konstrukce (-78°C). Řešením byla změna vertikálního profilu letu (sestoupaním letounu z 18,3 do 13,7 km) při zachování původní letové cesty. Potom, co Global Hawk pro něj nebezpečný úsek „podletěl“, vystoupal zpět do původní hladiny, v které dále při své misi pokračoval. Jako u mnohých dalších leteckých konstrukcí, je i u tohoto bezpilotního prostředku HALE z hlediska určení přípustných hodnot teplot kritickou částí pohonná jednotka, konkrétně palivo, jež využívá. Extrémně nízké teploty nemusejí ovšem znamenat pouze nebezpečí tuhnutí kapalin (obzvláště tvorby krystalků v nich), ale také například chybné funkce elektroniky, či indikátorů. Tyto i další důsledky mohou vést k nesprávné činnosti pohonné jednotky a následné ztrátě letounu. [27]

Při provozu satelitů občas dochází k poměrně velkému množství závad na elektronice. Příčinou je kosmické záření. Toto vysokoenergetické záření totiž může vybudit částice v elektronických obvodech a tím způsobit přechodné problémy například u procesorů, pamětí, atd. Zatímco u satelitů dochází k ovlivnění nejčastěji primárním kosmickým zářením (jehož tok klesá prostupováním atmosféry), u bezpilotních prostředků HALE představuje výraznější nebezpečí kosmické záření sekundární. To vzniká při interakci primárního záření s částicemi atmosféry. Příčinou významnosti ohrožení HALE prostředků sekundárním zářením je jeho vrchol toku, který se nachází právě ve výškách, kde tyto prostředky operují. [45]



Obr. 25 Rozložení kosmického záření dle výšky [45]

Dne 26. června 2003 měl Helios Prototype vykonat další z kontrolních letů, při kterém měly být prověřeny systémy dálkového řízení. Po přibližně půl hodině letu, 16 kilometrů od Havajského ostrova Kauai, ovšem došlo ke ztrátě letounu, který se v těchto místech zřítil z výšky 850 metrů do Pacifického oceánu. Vyšetřování odhalilo, že potom co se Helios dostal do oblasti turbulencí, přešel do konfigurace s příliš vysokým vzepětím, což vedlo k následnému překonání maximální povolené rychlosti konstrukce. To vedlo k fatálnímu strukturálnímu poškození křídla, jež bylo následováno pádem a ztrátou jediného vyrobeného kusu. Proto, ačkoliv jsou z hlediska turbulencí běžné operační výšky HALE prostředků velmi výhodné, je nutno brát v potaz i stav atmosféry pod nimi. [40]



Obr. 26 Již značně poškozený Helios Prototype těsně před nárazem do vodní hladiny [40]

3.3 Výběr vhodného typu motoru pro charakteristická HALE UAV

V následující kapitole je uvedena demonstrace velmi zjednodušeného výběru typů propulsních soustav pro dříve zvolené skupiny bezpilotních prostředků HALE. Proces výběru je zaměřen na prvky, jež byly rozebírány již v předcházejících kapitolách (specifika konstrukce, parametry, atd.), při snaze názorně zobrazit souvislosti mezi jejich konkrétnějšími stavy (či přímo hodnotami) a výběrem propulsní soustavy.

3.3.1 První skupina

Specifika konstrukce

Konstrukce je přizpůsobena pohybu extrémně vysokými rychlostmi, několikanásobně překračujícími rychlost zvuku. Úzké rozpětí křídel, která jsou nejčastěji tvaru delta, případně výrazně šípovitého tvaru. Vyšší hodnota délky trupu a hmotností letadla. Využití materiálů vysoce odolných (obzvláště teplotně), například titanu. Vysoká aerodynamická čistota. Velmi vysoké zatížení křídel.

Parametry

Platící zatížení

Váhově se může pohybovat v širokém rozmezí. Velmi důležité ovšem je, aby co nejméně, nejlépe vůbec nezhodnocovalo aerodynamickou čistotu letadla (nejvýhodnější umístění je tedy uvnitř trupu).

Výdrž

Nejčastěji se ani nepřibližuje hodnotě desítek hodin.

Operační radius

Několik tisíc, až desetitisíc kilometrů.

Rozsah rychlostí

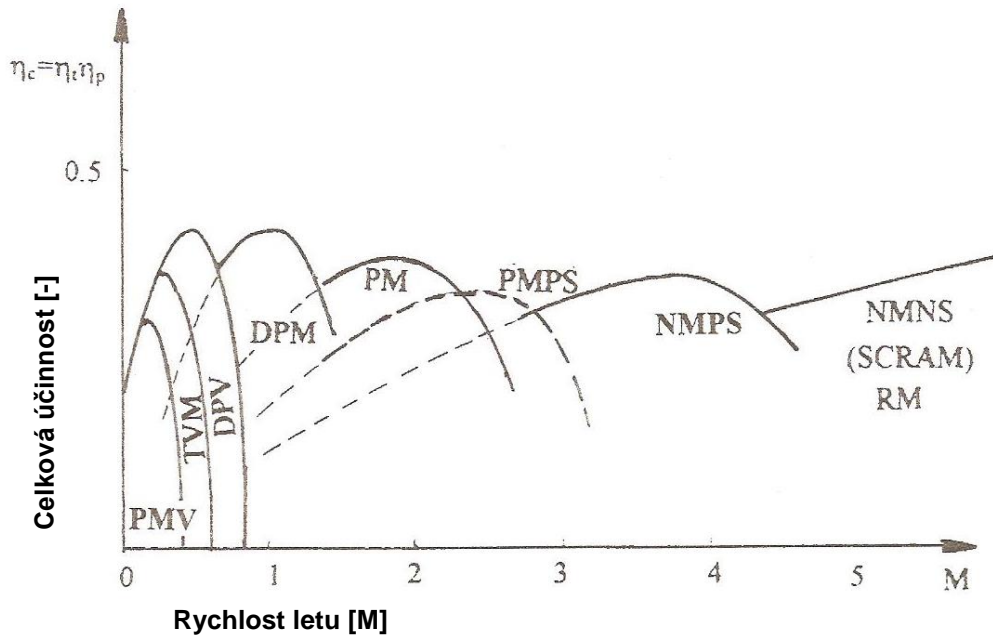
Extrémně vysoké maximální a operační rychlosti v řádech několika tisíc kilometrů za hodinu (několika Machů).

Údržba

Velmi náročná. Využívané pohonné jednotky vyžadují specifickou údržbu, manipulaci a letovou přípravu. Například právě u Lockheed D-21 využívané raketové urychlovače znamenaly při pozemní manipulaci pro personál nutnost nosit vybavení zabraňující výbojům statické elektřiny. Extrémní teploty a vibrace mohou způsobit strukturální poškození (nejčastěji právě u pohonných jednotek). [58]

Výběr vhodných pohonných jednotek

Volbu pohonných jednotek u této skupiny nejzásadněji ovlivňuje požadovaná rychlost. Její vysoké hodnoty výrazně omezují škálu využitelných pohonů, jak je zřejmé z obrázku 27. Limitujícím prvkem z hlediska rychlosti je u pohonných jednotek jejich celková účinnost, tedy účinnost přeměny chemické energie uložené v palivu na užitečnou práci. Celková účinnost je dána součinem účinnosti vnitřní a vnější transformace. Vnitřní transformací je nazývána přeměna přivedené energie na tok energie mechanické. Následující vnější transformace je přeměnou právě energie mechanické na tahový výkon. Účinnost této transformace je nazývána také propulsní účinností. Pokud uvažujeme za dolní hranici rozsahu maximálních rychlostí hodnotu Mach 2, je možný výběr zredukován na motory proudové, proudové a dvouproudové s přidavným spalováním, náporové s podzvukovým, či nadzvukovým spalováním a raketové. Zvyšováním hodnoty této hranice dochází k dalšímu omezování rozsahu vhodných motorů (například, pokud by byla požadavkem schopnost letounu pohybovat se po delší časový úsek rychlostí Mach 4, zástavba samotných proudových motorů by nebyla možným řešením). Z hlediska výběru vhodné propulsní soustavy je důležité nejen splnit podmínku nenulové hodnoty její celkové účinnosti, ale také se ideálně přiblížit jejímu vrcholu. Ten se opět pro každou ze soustav pohybuje v okolí rozličných hodnot rychlostí letu. Proto je také nutné zvážit nejen hodnoty samotných rychlostí, ale i časů, které v nich prostředek stráví. Na základě výše zmíněných analýz a samotných charakteristik letounů jsou pro prostředky první skupiny nejlepší aktuální volbou motory náporové.



Obr. 27 Oblasti použití letadlových motorů, **PMV**-pístový motor s vrtulí, **TVM**-turbovrtulový motor, **DPV**-dvouproudový motor s vnějším obtokovým poměrem, **DPM**-dvouproudový motor s míšením proudů před hnací tryskou, **PM**-proudový motor, **PMPS**-proudový a dvouproudový motor s přidavným spalováním, **NMPS**-náporový motor s podzvukovým spalováním, **NMNS**-náporový motor s nadzvukovým spalováním, **RM**-raketový motor [4]

3.3.2 Druhá skupina

Specifika konstrukce

Letoun je konstruován na nízké rychlosti. Široké rozpětí křídel. Obdélníková, či lichoběžníková křídla s velmi vysokou hodnotou štíhlosti (Altus II 24). Vysoká aerodynamická jemnost (poměr součinitele vztlaku a součinitele odporu). Poměrně nízké zatížení křídel.

Parametry

Platící zatížení

Limity v řádu desítek až stovek kilogramů. Častá možnost umístění (obzvláště přidavných nádrží paliva) i na externí pylony, umístěné na křídlech, či ve spodní části trupu.

Výdrž

Velmi vysoké hodnoty výdrže pohybující se i daleko za dvěma desítkami hodin.

Operační rádius

Nejčastěji určen samotným uživatelem. V řádech tisíců kilometrů.

Rozsah rychlostí

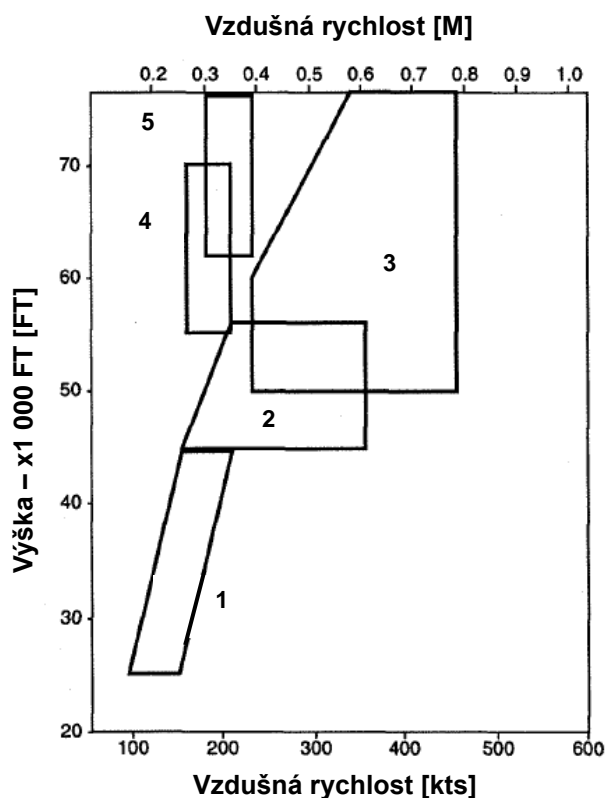
Nízké rychlosti v řádech jednotek stovek kilometrů za hodinu.

Údržba

Snadná. Nebezpečí a komplikace plynoucí z velkého rozpětí křidel.

Výběr vhodných pohonných jednotek

Zatímco u prostředků první skupiny jsou limitací vysoké hodnoty rychlostí letu, u druhé ze skupin jí jsou naopak hodnoty nízké. Z grafu oblastí použití letadlových motorů je zřejmé, že pro rychlosti do a okolo 0,5 Machu jsou využívány motory pístové, turbovrtulové a dvouproudové s vnějším obtokovým proudem. K těmto zmíněným je nutné přidat také motory elektrické. Při volbě pohonu HALE prostředku ovšem naopak musíme odebrat motory turbovrtulové, které jsou, jak již bylo zmíněno dříve, limitované dostupem kolem 15 km nadmořské výšky. Pístové motory jsou pak výškové, přeplňované turbodmychadly. Graf na obrázku 28 zjednodušeně vypovídá právě o limitách vybraných propulsních soustav z hlediska rychlostí a výšky letu. U každé ze soustav jsou zobrazeny limity v pro ni již kritických výškách, kde se často rozsah jejich možných rychlostí zužuje a dostupem se soustava blíží své hranici. Ač jsou na obrázku 28 zobrazené limity vztažené ke konstrukci hmotnosti kolem 4 000 kg (tedy přibližně 4x těžší než v případě Altus II) a rozpětí kolem 30 metrů (naopak přibližně 2x větším než u Altus II), poměrně přesně vypovídají o obecném stavu, jenž je při výběru pohonné jednotky pro pomalu se pohybující letouny HALE nutné brát v úvahu. Elektrické motory, na obrázku 28 chybějící (z důvodu nedostatečných výkonů jejich leteckých variant pro vybranou konstrukci), poskytují prakticky neomezený výškový dostup při velmi nízkých rychlostech, a proto by se principiálně zdály ideální volbou pro prostředky druhé skupiny. Jejich obrovskou nevýhodou jsou ovšem právě současné poměry výkonu ke hmotnosti, které tyto letecké motory poskytují. Ač bylo v posledních letech dosaženo výrazných úspěchů při odstraňování této nevýhody (2015, Siemens a jeho letecký elektromotor s poměrem 5kW/kg, tedy přibližně pětinasobnou hodnotou oproti jiným leteckým elektromotorům), v současnosti jsou letecké elektromotory pro prostředky druhé skupiny hmotností dosahujících řádů jednotek tisíců kilogramů nevhodné. Ideální volbou tedy zůstávají motory pístové, výškové, s více stupňovými turbodmychadly. [52] [25]



Obr. 28 Limity propulsních soustav pro vybranou konstrukci, 1-pístový motor s jednostupňovým dmychadlem, 2-turbovtulový motor, 3-dvouproudový, 4-pístový motor s dvoustupňovým dmychadlem, 5-pístový motor s tří a více stupňovým dmychadlem [52]

3.3.3 Třetí skupina

Specifika konstrukce

Extrémně široké rozpětí křídel. Obdélníková, či lichoběžníková křídla s velmi vysokou hodnotou štíhlosti (Global Hawk 25). Extrémně vysoká hmotnost, která je mnohdy více jak z poloviny tvořena neseným palivem.

Parametry

Platící zatížení

Velmi vysoké hodnoty blížící se až tisícovce kilogramů.

Výdrž

Odpovídá zvolenému množství paliva. Global Hawk například až 42 hodin letové výdrže a 36 hodin výdrže při kroužení nad zvoleným bodem. Možnost implementace doplňování paliva za letu. Program Global Hawk KQ-X byl projektem, který tento způsob prodloužení výdrže zkoumal a více méně jeho proveditelnost potvrdil. Jako tankovací letoun byl zamýšlen jiný

Global Hawk, a tak by se proces přečerpávání paliva mohl uskutečnit ve vysokých výškách a s omezeným rizikem ztráty personálu. [42]

Operační rádius

Vzhledem k nejčastěji využívanému přenosu dat skrze satelitní komunikaci je teoreticky neomezená vzdálenost mezi řídicí stanicí a samotným prostředkem. Při přistoupení k doplňování paliva za letu by tedy Global Hawk mohl svým operačním rádiem pokrýt téměř celou plochu Zeměkoule (s výjimkou prostředí s příliš drsnými atmosférickými podmínkami).

Rozsah rychlostí

Středně vysoké, s maximálními hodnotami pohybujícími se těsně pod rychlostmi zvuku.

Údržba

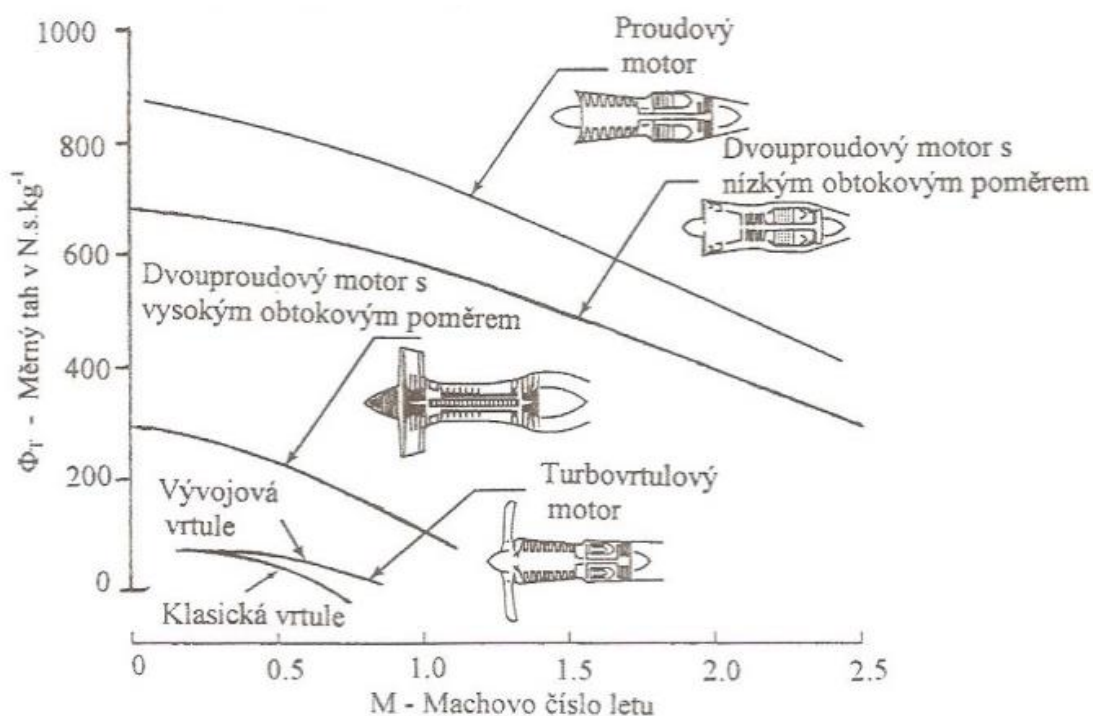
Náročná pozemní manipulace. Široké rozpětí a velmi vysoké hodnoty štíhlosti křídel velmi ztěžují veškerou pozemní manipulaci a údržbu. Umístění pohonné jednotky na vrchní straně zadní části trupu znamená horší přístup pro pracovníky údržby a náročnější montáž a demontáž motoru, či jeho částí. Instalací mnohé elektroniky, výpočetních a komunikačních přístrojů je údržba nejen dále ztížena, ale také jsou zkráceny intervaly nutných prohlídek kabeláže a citlivých částí zmíněných přístrojů. Výhodou naopak je možnost lepšího monitorování stavu na základě parametrů z přístrojů obdržovaných.

Výběr vhodných pohonných jednotek

Při opětovném využití grafu závislosti rozličných letadlových motorů na Machově čísle rychlosti letu a celkové účinnosti vycházejí pro rychlosti v rozmezí 0,5 až 0,99 Machu jako ideální varianty motory dvouproudové. Dalším upřesněním časově nejvíce využívaných hodnot rychlostí a požadavků maximálních rychlostí následuje výběr uspořádání obtokového kanálu vzhledem k jádru (generátoru plynů) motoru. Právě tomuto procesu výběru jsou věnovány následující řádky.

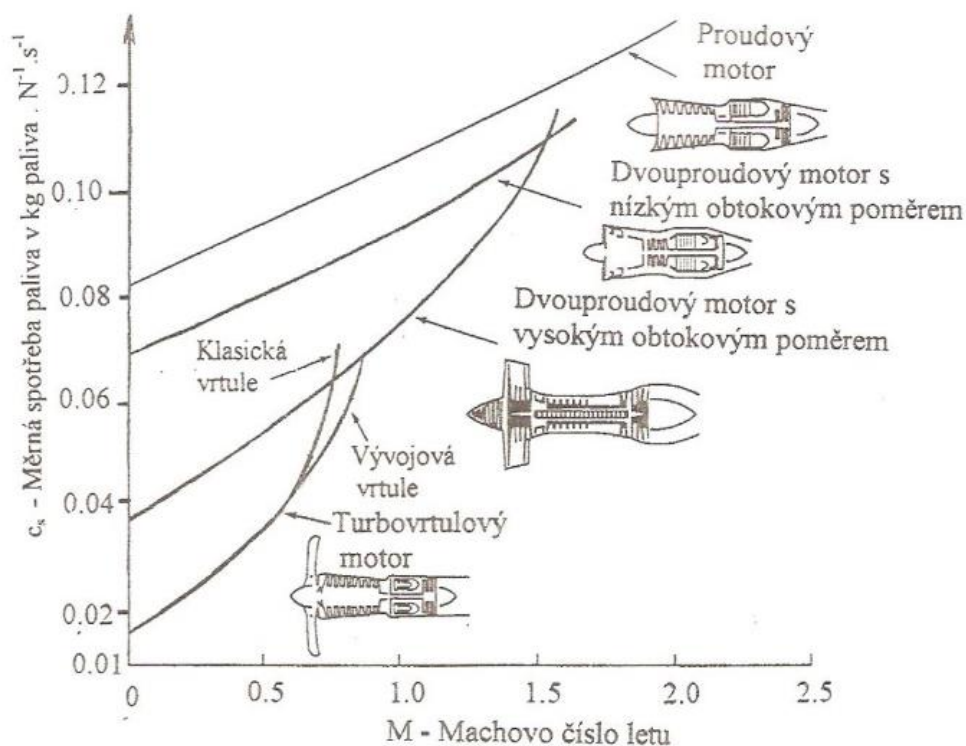
Velmi významným parametrem každého dvouproudového motoru je takzvaný obtokový poměr. Ten udává poměr mezi průtokem vzduchu vnějším (tedy průtokem obtokovým kanálem) a vnitřním (průtokem jádrem, generátorem plynů motoru). Způsob, kterým je pak obtokový kanál koncipován vzhledem k jádru motoru, rozděluje dvouproudové motory na motory s oddělenými proudy (vnějším obtokovým proudem) a s míšením proudů před hnací tryskou. U prvních zmíněných pracují proudy vnější a vnitřní odděleně a každý z nich má samostatnou hnací trysku, ve které dochází k tvorbě tahové síly. U druhých pracují proudy nejdříve opět odděleně, ovšem v takzvané směšovací komoře dochází ke sloučení obou

proudů. Vzniklý jednotný proud následně postupuje do hnací trysky, která je tedy společná pro oba z původních proudů. Pro motory s oddělenými proudy jsou typické vysoké hodnoty obtokového poměru (3, 4 až více). Naopak motory s míšením proudů před hnací tryskou mají ve většině případů hodnoty obtokového poměru nízké. Právě toto je příčinou (a objasněním) rozdílného umístění každého z motorů na grafu z obrázku 27. Zatímco vysoké hodnoty obtokového poměru posouvají motory s oddělenými proudy blíže k motorům vrtulovým (protože dmyhadlo u těchto dvouproudových motorů funguje na bázi velmi podobné vrtuli), nízké hodnoty u motorů s míšením proudů posouvají tyto motory blíže k proudovým (dmyhadlo je činností blíže kompresorové lopatce). Dvouproudové motory s oddělenými proudy tedy poskytují výhody a nevýhody blízké (podobné) výhodám a nevýhodám vrtulových pohonů. Stejně motory v uspořádání s míšením proudů pak skýtají přínosy a neprospěchy blízké motorům proudovým. Tento stav v příkladech pro měrný tah a měrnou spotřebu paliva je zobrazen v grafech na obrázku 29 a 30. [4]



Obr. 29 Graf závislosti měrného tahu rozdílných pohonných jednotek na Machově čísle letu

[4]



Obr. 30 Graf závislosti měrné spotřeby paliva rozdílných pohonných jednotek na Machově čísle letu [4]

3.3.4 Čtvrtá skupina

Specifika konstrukce

Konstrukce náchylné ke strukturálním poškozením. Provoz pouze za příhodných atmosférických podmínek a operační činnost v oblastech s minimálními turbulencemi.

Parametry

Platicí zatížení

Minimální, v řádu jednotek, maximálně desítek kilogramů.

Výdrž

Aktuální teoretická hranice se u vyspělejších konstrukcí pohybuje v řádu měsíců (3 měsíce u Zephyr). Opravdu dosaženou hranicí jsou pro zatím řady týdnů (2 týdny opět Zephyr). [45]

Operační rádius

Výrazně omezen vzdálenostními limity přenosu dat a řídicích signálů.

Rozsah rychlostí

Extrémně nízké rychlosti. Nebezpečí překročení rychlostních limitů vlivem atmosférických podmínek vedoucí k dalším nežádoucím stavům je nutno neustále monitorovat a minimalizovat jej pomocí volby vhodných letových cest. Například u Zephyr je jedním z členů pozemní posádky navigátor/analytik meteorologických podmínek. [45]

Údržba

Požadavek jisté úrovně bezúdržbovosti, vzhledem k dlouhotrvajícím letům.

Výběr vhodných pohonných jednotek

Postup výběru vhodných propulsních soustav pro prostředky čtvrté skupiny se v mnohém shoduje s postupem uvedeným u prostředků skupiny druhé. Obě skupiny totiž spojují nízké hodnoty rychlostí a hmotností, které u nich hrají při volbě přijatelných soustav rozhodující roli. Právě i nevelké rozdíly u obou z parametrů vedou k odlišnému výsledku celého procesu. U prostředků čtvrté skupiny se totiž vyskytují konstrukce v průměru lehčí, pohybující se ještě nižšími rychlostmi než u skupiny druhé. Takové prostředky následně nevyžadují pohonné jednotky vysokých výkonů, či poměrů výkonu ke hmotnosti, ale menších rozměrů a velmi nízkých hmotností. Tuto podmínku splňují motory elektrické. Jako zvolená propulsní soustava navíc poskytují nesrovnatelné výhody v oblastech dostupu a výdrže, ve kterých jim jiné, výše zmíněné, soustavy nemohou konkurovat (s výjimkou pohonu raketového v oblasti dostupu). Tyto důvody vedou k volbě leteckých elektromotorů pro čtvrtou ze skupin bezpilotních prostředků HALE.

3.3.5 Pátá skupina

Vzhledem k experimentálnímu charakteru letounů této skupiny neexistuje obecný popis, který by zahrnoval všechny možné varianty jejich specifik a parametrů. Stejně tak je i volba jejich pohonných jednotek uskutečněna na základě specifických požadavků, které se pro každý z letounů (experimentů) mohou diametrálně odlišovat. Proto je níže uvedený výběr uskutečněn spíše na základě zajímavosti možností poskytovaných vybranými pohonnými jednotkami.

Výběr vhodných pohonných jednotek

Letecké elektrické motory rozličných provedení, rozměrů a výkonů spolu s jejich možnostmi získávání a uchovávání elektrické energie (akumulátory, fotovoltaickými články) jsou ideálními kandidáty pro instalace na výzkumné letouny. Právě na těchto experimentálních prostředcích by mělo docházet k jejich dalšímu zdokonalování, které by postupně vedlo k vyspělosti dostatečné pro širší rozšíření těchto velmi perspektivních propulsních systémů. Velmi zajímavým propulsním systémem by pro bezpilotní prostředky mohl být nukleární

pohon. Rozsáhlé studie a pokusy provedené krátce po ukončení druhé světové války prokázaly, že takový pohon by poskytoval velmi vysoké hodnoty letové výdrže a doletu. Například pro variantu dvouproudového nukleárního motoru by výdrž dosahovala přibližně 10 000 letových hodin. Tyto výhody byly ovšem naprosto deklasovány problémy při odstínění vznikajícího nebezpečného záření, a tak se od dalších pokusů implementace do leteckých konstrukcí upustilo. I přes více než padesátiletý vývoj vedoucí k vyspělejším bezpečnostním opatřením je využití nukleárního pohonu nepravděpodobné pro vlnu odporu oponující se spojenými bezpečnostními riziky, které provoz tohoto pohonu přináší. Jako příklad zmíněného stavu mohou posloužit nedávné studie využití nukleárního pohonu u prostředku Global Hawk, které byly přerušeny právě pro politický nátlak. [18]

4 Návrh motoru pro létání ve vysokých výškách

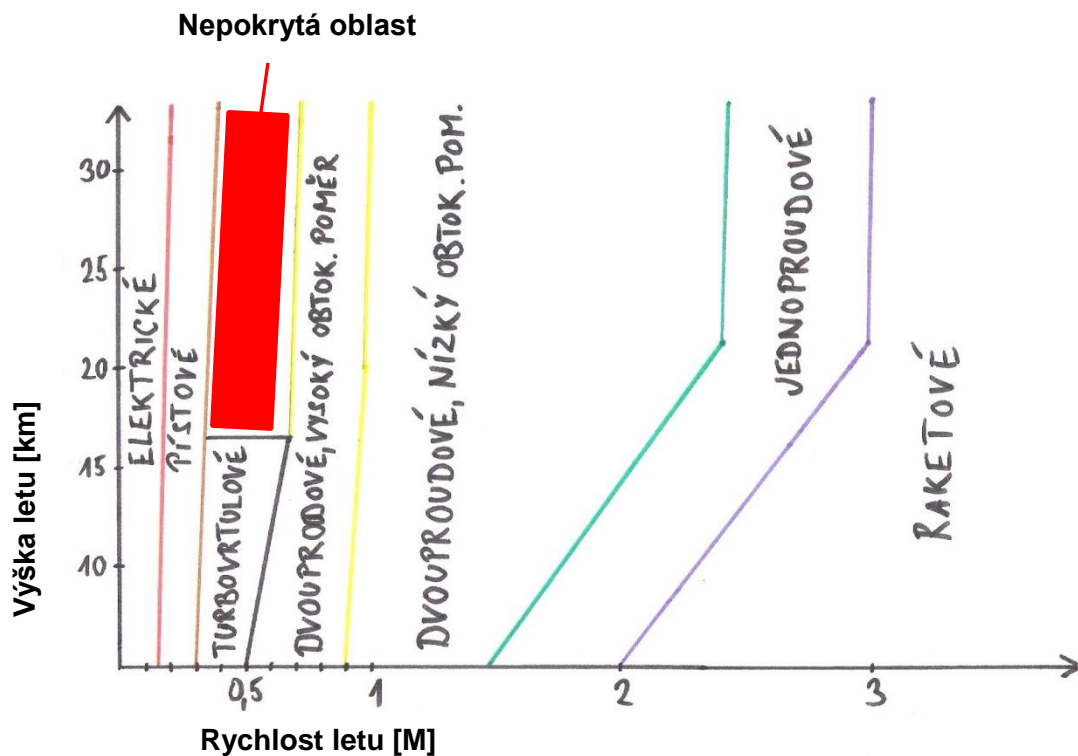
Náročnost procesu návrhu leteckého motoru se přímo odvíjí od vybraného typu motoru. Zatímco proces návrhu a zavedení nového, například tryskového motoru do výroby je časově i finančně extrémně náročným procesem, jež může přivést na pokraj krachu i vyhlášené motorářské firmy (viz. rok 1971 Rolls Royce a jeho motor RB211), stejný proces u motorů pístových, či elektrických nemusí trvat déle než několik měsíců při nesrovnatelně nižších nákladech a mnohdy jej zvládnou i menší společnosti, či výzkumná střediska. Právě toto je také jedním z hlavních důvodů upřednostňování pístových a elektrických motorů při návrzích motorů pro bezpilotní prostředky s vysokým dostupem. Jelikož je toto rozložení stejné i pro samotné konstrukce prostředků (tedy pístovým, či elektrickým motorem poháněné prostředky jsou výrazně levnější z pohledu procesu návrhu a zavedení, výroby i provozních nákladů než ty poháněné tryskovými motory) je zřejmé, že u civilních provozovatelů je nutné (alespoň v současnosti a blízké budoucnosti) očekávat právě spíše pohony pístové, či elektrické. [14]

Při výběru propulsní soustavy pro návrh samotného motoru jsem se velmi jednoduše pokusil zmonitorovat aktuální stav a posléze z této analýzy určit možné zájmové oblasti. Takovými mohou být zatím nepokryté oblasti rychlostí, dostupů, či jiných charakteristik, které by mohl navrhovaný motor bezpilotním prostředkům HALE potencionálně poskytnout. Graf závislosti u bezpilotních prostředků využívaných pohonných jednotek na Machově čísle letu a dostupů názorně zobrazuje právě jednu z těchto oblastí. Tato oblast je charakterizována rychlostmi v rozmezí 0,3 až 0,5 Machova čísla a dostupem přibližně vyšším 15 kilometrů. Zmíněné rozmezí rychlostí v nižších výškách pokrývá turbovrtulový pohon. Jak je již ovšem uvedeno dříve, tomuto způsobu pohonu jsou v současnosti kladeny limity dostupů pohybující se právě kolem 15 kilometrů nadmořské výšky. Bohužel, v naprosté většině případů je tento limit uveden jako pouhý fakt bez dalšího vysvětlení. Tyto faktory mě vedly k pokusu objasnit aktuální stav a příčiny limitace dostupů a navrhnout případná řešení, která by mohla vést k případné implementaci turbovrtulových pohonných jednotek i do bezpilotních prostředků HALE. Komplexnost tohoto tématu ovšem výrazně přesahuje rozsah mu možný věnovat v této kapitole, a proto jsou v ní uvedeny pouze základní informace, které by měly být opět dále potvrzeny a rozšířeny dalšími, detailnějšími výzkumy a výpočty.

Postup vývoje leteckého turbínového motoru začíná body průzkumu trhu a požadavky zákazníka. Tyto dva počáteční aspekty jsou popsány a analyzovány již dříve, a tudíž jim

v této kapitole již není věnován další prostor. Naopak následující body (v pořadí) zadání technických podmínek a studie proveditelnosti (feasibility study) by měly být její hlavní náplní. [4]

Typicky je proces návrhu leteckého motoru zahájen obdržením takzvaného požadavku na návrh (Request for Proposal, RFP). V něm jsou uvedeny požadavky zákazníka na finální letové parametry a schopnosti letounu, které by mu měl navrhovaný motor poskytovat. Právě zjednodušený, demonstrativní požadavek na návrh je předmětem následující kapitoly. [7]

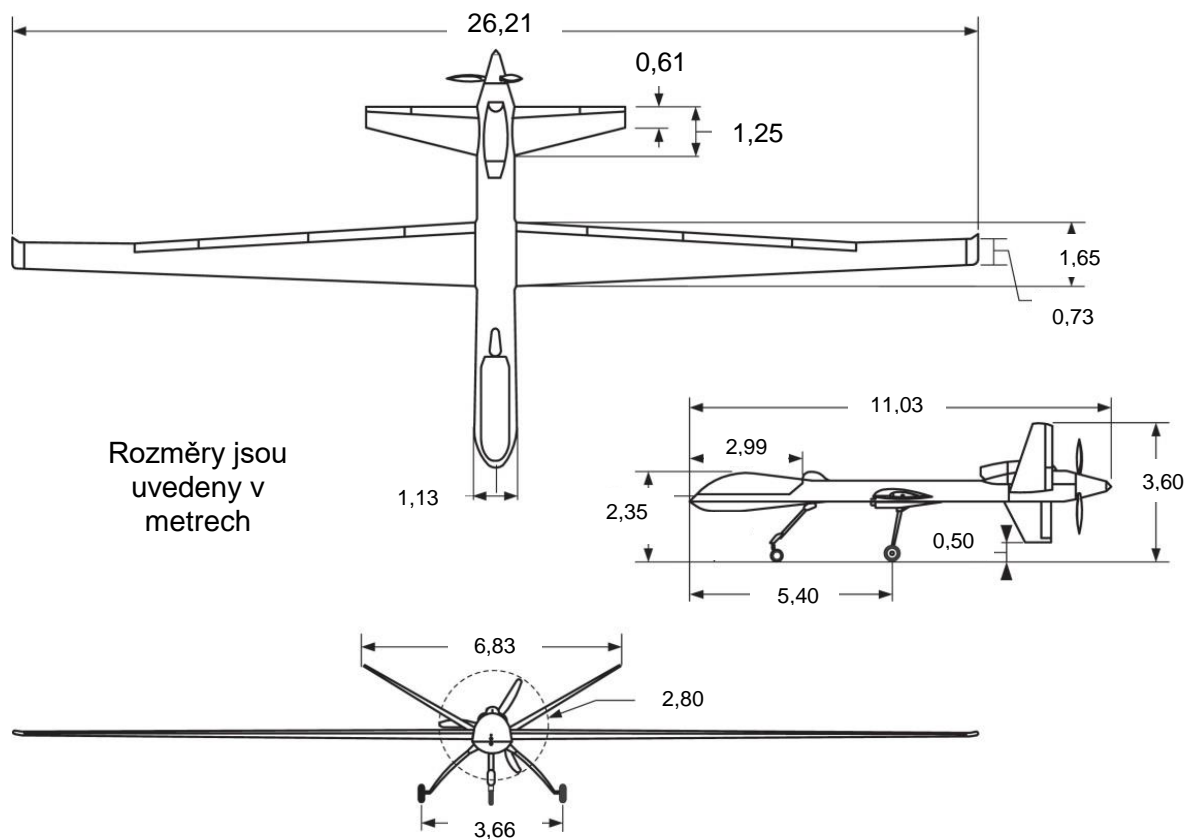


Obr. 31 Graf závislosti využití odlišných motorů u bezpilotních prostředků na rychlosti a výšce letu

4.1 Požadavek na návrh (Request for Proposal, RFP)

Bezpilotním prostředkem pro demonstrativní RFP byl zvolen General Atomics Altair. Tento po nejjasnější hvězdě souhvězdí Orla pojmenovaný prostředek byl vyvinut speciálně pro NASA. Ta požadovala UAV schopné plnit výzkumné mise ve výšce mezi 40 000 až 65 000 stop (12,2 až 19,8 km) nadmořské výšky při výdrži mezi 24 až 48 hodinami a platícím zatížením minimálně 660 liber (300 kg). Dalšími požadavky byla schopnost operace mimo linii dohledu, schopnost „vidět a vyhnout“ (analyzovat letecký provoz a bez konfliktně se v něm pohybovat), komunikovat s řidiči letového provozu, operace z běžných letišť s dalším

letovým provozem a splnit všechny požadavky letové způsobilosti a standardů údržby FAA (Federal Aviation Administration, státního leteckého úřadu). Altair, který měl tyto požadavky splňovat, vznikl úpravou konstrukce MQ-9 Predator B (Reaper) při zachování původní pohonné jednotky, tedy turbovrtulového TPE-331-10 firmy Honeywell. Ta tedy na rozdíl od například křídel, které byly výrazně prodlouženy, neprošla žádnými úpravami, jež by vedly k dalšímu zlepšení výsledných charakteristik letounu. I přes to bylo u Altair dosaženo dostupu 52 000 stop (15,8 km). Vylepšení pohonné jednotky z hlediska letu právě v takových výškách by tedy mělo teoreticky vést k dalšímu zvýšení dostupu. [31]



Obr. 32 General Atomics Altair [31]

4.2 Demonstrativní RFP pro HALE UAV

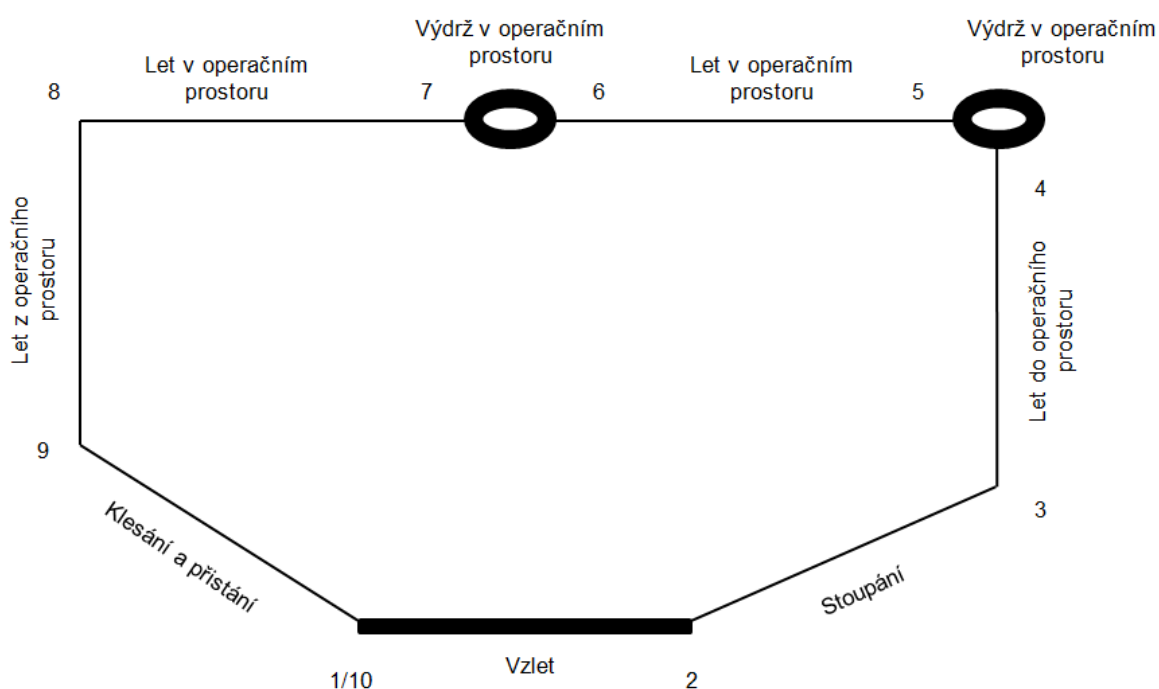
4.2.1 Pozadí

Klimatické změny způsobené lidskou činností jsou v současnosti v popředí zájmu mnoha výzkumných středisek a organizací. Jejich monitorování a analyzování je velmi důležitým krokem k pochopení souvislostí právě s lidskými aktivitami, které by dále mělo vést k zavedení možných protipatření. Jedním z důsledků změn klimatu jsou také projevy extrémního počasí (záplavy, hurikány, apod.), jejichž chování je pro jejich nebezpečnost také nutné porozumět. Toho lze dosáhnout opět důsledným analyzováním, jehož významnou

částí je i sběr důležitých dat. Využití prostředku Global Hawk k plnění misí s výše zmíněnými cíli se velmi osvědčilo. Bohužel jsou ovšem jeho pořizovací a provozní náklady příliš vysoké pro mnohé z potencionálních uživatelů. Zatímco pořizovací náklady mohou být vyřešeny formou pronájmu, provozní náklady plně dopadají na cílového uživatele. Dalším zjištěním byla příliš vysoká hodnota platícího zatížení (vnitřních kapacit). Vzhledem k omezenému množství přenášených dat (50 Mb/s) nelze využít větší množství vědeckých senzorů a přístrojů vysílajících aktuální data přímo z konstrukce prostředku. Prostředek Altair by měl poskytnout řešení obou zmíněných problémů. Oproti Global Hawk jsou jeho letové, provozní náklady trojnásobně nižší. Podobného poměru dosahují také hodnoty platících zatížení (vnitřních kapacit) prostředků. Nevýhodou je naopak nižší dostup prostředku Altair. Navrhovaný motor by měl tento nedostatek vylepšenou hodnotou dostupy minimalizovat. [47] [7]

4.2.2 Let

Profil letu se zadanými podmínkami pro jednotlivé fáze by měl co nejvíce odpovídat budoucímu využití prostředku. Při tvoření tohoto modelového letu je ovšem také nutné vzít v potaz všechny režimy letu (pohonné jednotky), u kterých je předpokládána vysoká pravděpodobnost výskytu u velké části z letů. Modelový let by tedy měl být kombinací fází a režimů jednotlivých letů různých účelů a úkolů. Díky tomu je zajištěno, že pohonná jednotka (a tím i celý prostředek) obdrží charakteristiky, které zabezpečí u naprosté většiny letů odpovídající činnost. [7]



Obr. 33 Modelový profil letu [7]

Tab. 7 Profil letu dle fází (režimů) [7]

Profil letu dle fází (režimů)	
Fáze	Popis, požadavky
1-2	Vzlet. Letiště se nachází 380 m n. m. tlakové výšky při teplotě 15 °C. Délka vzletu ≤ 2 000 m na suché, zpevněné RWY.
2-3	Stoupání. Minimální doba stoupání do ideální letové výšky a dosažení ideální rychlosti v této výšce.
3-4	Let do operačního prostoru. Dosažení operačního prostoru vzdáleného 1 000 km v čase ≤ 4 hodiny.
4-5	Výdrž v operačním prostoru. Kroužení nad operačním prostorem ve výšce 14 km při rychlosti nejdelší doby výdrže prostředku. Doba kroužení 2 hodiny.
5-6	Let v operačním prostoru. Výška 15 km, doba trvání 4 hodiny. Shoz části platíciho zatížení.
6-7	Výdrž v operačním prostoru. Kroužení nad operačním prostorem ve výšce 16 km při rychlosti nejdelší doby výdrže prostředku. Doba kroužení 3 hodiny.
7-8	Let v operačním prostoru. Výška 16 km, doba trvání 5 hodin.
8-9	Let z operačního prostoru. Minimální doba klesání do ideální letové výšky a dosažení ideální rychlosti v této výšce. Dosažení prostoru klesání vzdáleného 1 000 km v čase ≤ 4 hodiny.
9-10	Klesání a přistání. Letiště se nachází 380 m n. m. tlakové výšky při teplotě 15 °C. Minimální doba klesání do počátku přiblížení na přistání. Délka přistání ≤ 2 000 m na suché, zpevněné RWY.

Tab. 8 Charakteristiky/výkonnost [7]

Charakteristiky/výkonnost	
Prvek/operace	Požadavek
Platící zatížení	300 kg vědeckého vybavení
Výdrž	32 hodin
Dostup	17 km
Délka vzletu ^a	2 000 m
Délka přistání ^a	2 000 m

^a Letiště se nachází 380 m n. m. tlakové výšky při teplotě 15 °C.

Další požadavky

Údržba – navrhovaný motor musí umožňovat jednoduchou kontrolu, přístupnost a demontáž významných prvků všech hlavních systémů.

Palivo – v případě konvenční propulsní soustavy v letectví standardně používané pohonné hmoty jako například JP-8, Jet-A, či podobné.

4.3 Analýza omezení

Požadavky uvedené v RFP umožňují vytvoření funkčních vztahů mezi významnými parametry (či jejich poměry). Po implementaci těchto vztahů do jednotlivých režimů letu jsou získány jejich oblasti omezení a přípustných hodnot. Výběrem vhodných oblastí přípustných hodnot jsou zpětně odhadnuta ideální rozmezí hodnot jednotlivých parametrů. Stejně jako následující body návrhu je i tento již rozsahově i mírou obtížnosti mimo možnosti této kapitoly, a proto je v ní dále uvedeno jen již spíše teoretické zamyšlení nad proveditelností vybrané pohonné jednotky. [7]

4.4 Turbovrtulový motor

Jak je již dříve zmíněno, turbovrtulový motor by mohl zaplnit pro zatím prázdné místo mezi bezpilotními prostředky HALE. Že je tato oblast rychlostí mezi pístovými a dvouproudovými motory významná dosvědčuje množství požadavků nízkých rychlostí u těchto prostředků. Proto jistě není ideálním stavem nezaplnění rozmezí rychlostí, které je svou dolní hranicí stále poměrně vhodné pro účely upřednostňující, či vyžadující nižší rychlosti, a naopak horní hranicí již často splňuje preference účelů využívajících rychlostí vyšších. Toto ovšem zdaleka není jediný z možných důvodů pro přistoupení instalace turbovrtulového motoru do prostředku HALE.

Oproti pístovými a elektrickými motory poháněným prostředkům by také při stejném počtu motorů poskytoval prostředek s turbovrtulovým pohonem s nejvyšší pravděpodobností vyšší platící zatížení. Například právě Altair poskytuje přes 300 kg platícího zatížení, tedy více jak dvojnásobnou hodnotu Altus II. I taková hodnota je pro mnohé vědecké mise ideální. Umožňuje totiž instalaci mnohých výzkumných senzorů a přístrojů spolu s například množstvím sond, které jsou za letu vypouštěny z letounu. Hodnotou platícího zatížení tedy turbovrtulový bezpilotní prostředek HALE opět nejlépe zaplní pro zatím spíše prázdnou oblast mezi prostředky poháněnými pístovými (s nižší hodnotou) a dvouproudovými (s vyšší hodnotou) motory. S tímto spojená vyšší hodnota hmotnosti samotné konstrukce prostředku nemusí být pouze zápor. Znamená-li totiž kromě toho robustnější konstrukci prostředku, je naopak z hlediska odolnosti vůči silám, kterým může být během provozu vystavena,

velkou výhodou. Zde je nutné připomenout, že právě vědecké mise jsou často prováděny v drsných klimatických a atmosférických podmínkách. [31]

4.4.1 Dostup

Turbovrtulový pohon se skládá z motoru, principiálně velmi podobného proudovému, a vrtule. Tento druh pohonu by se jinak rovněž dal přirovnat k dvou Proudovému motoru s obrovským obtokovým poměrem. Zatímco je ovšem dmychadlo umístěno uvnitř skříně motoru, vrtule turbovrtulového motoru se nachází mimo motor samotný. Proto je vrtule náchylnější k dosažení nebezpečně vysokých, nadzvukových rychlostí na jejích listech. I přes další podobné odlišnosti fungují principiálně části turbovrtulového motoru a motor jako celek velmi obdobně jako výše zmíněné propulsní soustavy (a jejich části). Jelikož i ty jsou využívány právě u bezpilotních prostředků HALE, teoreticky by měl být schopen dosáhnout dostupu mezi 15-20 km i motor turbovrtulový.

Hlavním problémem je bezesporu změna stavu (konkrétně hustoty) pracovní látky se změnou výšky letu. Zatímco pístové motory přepřínované více stupňovými dmychadly pracují i ve výšce přes 15 km s pracovní látkou, jejíž stav odpovídá svými parametry spíše úrovni hladiny moře, turbovrtulové motory nasávají pracovní látku o stavu odpovídajícím výšce letu. Vzárostající hodnota výšky letu samozřejmě dále problém prohlubuje. V určitých výškách již dokonce dochází k nemožnosti využít jako pracovní látku okolní prostředí (vzduch), a proto se v nich a hodnotách ještě vyšších používají motory, které urychlují pracovní látku, jež je nesena uvnitř konstrukce prostředku (raketové motory). Tento problém samozřejmě sužuje i motory proudové a dvou Proudové. Jejich výhodou oproti turbovrtulovým je ovšem větší množství nasávané pracovní látky (vzduchu), vyšší hodnoty kompresního poměru (stlačení látky) a vyvození tahu urychlením látky v motoru (zatímco primární tah motoru turbovrtulového zajišťuje vrtule, jejíž účinnost s klesající hustotou pracovní látky klesá). [4]

4.4.2 Konstrukce

Zde je opět nutné připomenout, že ideální stav je v naprosté většině případů pouze vysněnou představou. I při konstrukci leteckého motoru je proto důležité nalézt stav, který spíše poskytuje vyvážený status rozličných možností konstrukce (ať již z koncepčního, materiálového, technologického, či jiného hlediska) s ohledem na významné parametry a charakteristiky, které by měl finální produkt splňovat. Celý proces návrhu je též vysoce iterativním, tedy mnoho výpočtů a návrhů je několikrát opakovaně dále upřesňováno a upravováno, což často vede k pozměnění i klíčových prvků navrhovaného motoru. I právě proto není dále uveden přesný konstrukční popis jednotlivých částí (sestav, podsestav a dílů) motoru, nýbrž spíše uvedeny parametry a charakteristiky, které by měly části co nejlépe

splňovat. Výsledný konstrukční návrh, jenž by měl dosáhnout požadovaného stavu části, je navíc bez detailnějších studií a výpočtů, které by odůvodnily zvolené řešení, naprosto irelevantním.

Pro představu možné výsledné koncepce jsou zde uvedeny dva turbovrtulové motory, které již dokázaly hranici výšky 15 km na bezpilotních prostředcích překonat. Jedná se o dříve zmíněný TPE-331-10 firmy Honeywell a M250B-17 firmy Rolls Royce. Tyto motory byly vybrány i pro demonstraci možnosti rozdílnosti koncepcí vedoucí ale k podobným výsledkům. TPE-331-10 je jednohřídelovým (jedinou hřídelí je tedy poháněn jak kompresor, tak i vrtule), méně než 200 kg vážícím motorem s dvěma radiálními (odstředivými) kompresorovými stupni a třístupňovou axiální (osovou) turbínou. Při podmínkách standardní atmosféry na úrovni hladiny moře dodává výkon 700 kW, při kompresním poměru 10,55. M250B-17 je naopak dvouhřídelovým (jednou hřídelí je poháněn kompresor, druhou zajištěn pohon vrtule), necelých 100 kg vážícím motorem se čtyřmi axiálními a jedním radiálním kompresorovým stupněm a čtyřstupňovou axiální turbínou. Za stejných podmínek poskytuje méně než poloviční hodnotu výkonu oproti TPE-331-10, která činí 335 kW, při kompresním poměru 7,9. Velmi zajímavým faktem je, že oba z motorů jsou vyráběny rovněž v turbohřídelových variantách. Zatímco hmotnější a výkonnější motor TPE je u bezpilotního prostředku HALE (Altair) použit v jednomotorovém uspořádání, méně hmotný a výkonný M250B byl u stejné kategorie letounů využit v dvoumotorovém uspořádání. BAE Systems Mantis, jehož propulsní soustavu tvoří dva motory M250B, je znázorněn na obrázku I. Tento prostředek již demonstroval schopnost letu s dostupem přesahujícím 16,5 km. [26] [46]



Obr. 34 BAE Systems Mantis [12]

Vstupní ústrojí

Vstupní ústrojí by mělo zabezpečovat přívod dostatečného množství vzduchu během všech fází letu. Velmi důležité kromě toho je, aby docházelo k minimálním ztrátám energie (tlakovým) proudu vzduchu. Ústrojí by mělo být aerodynamicky tvarováno tak, aby vytvářelo co nejnižší hodnotu čelního odporu. Cestou k vytvoření co nejhodnějšího vstupního ústrojí je 3D model předpokládaných proudění vzduchu během různých režimů letu a přímé testování v aerodynamických zkušebnách. Vzhledem k rychlostem nabíhajícího proudu vzduchu se bude jednat o podzvukový typ ústrojí. Tento typ bývá neregulovatelný (pevný). Z definice hmotnostního toku, který je součinem průřezu, kterým proud prochází a jeho hustoty a rychlosti, je zřejmé, že existují tři způsoby, jak zvětšit jeho výslednou hodnotu. Každý nárůst hodnoty průřezu, hustoty, či rychlosti totiž samozřejmě znamená nárůst hodnoty celkového hmotnostního toku. Rychlost je však možné zvětšovat jen do určitých limitních hodnot (přibližně 1,4 M), kdy se začnou projevovat specifika nadzvukových rychlostí a energetické ztráty neúměrně narůstat. Ovlivňovat hustotu proudu vzduchu před a ve vstupní skříní je bez využití lopatkových strojů možné v jen velmi omezeném množství. Poslední z možností je zvětšení průřezu vstupujícího vzduchu. Regulovatelných ústrojí se ovšem v současnosti využívá ke kompenzaci důsledků nadzvukových rychlostí nabíhajícího proudu u nadzvukových vstupních ústrojí, a nikoliv ke kompenzaci úbytku hmotnostního toku. Řešením tedy může být například instalace přísávacích klapek, které by mohly zvětšit průřez vstupujícího vzduchu. Pokud by mohly být klapky využity také naopak pro odpouštění přebytečného vzduchu při jiných fázích letu, zvýšila by se rovněž odolnost proti nestabilním stavům. [1]



Obr. 35 Přísávací klapky vstupního ústrojí motoru letounu Harrier [13]

Kompresor

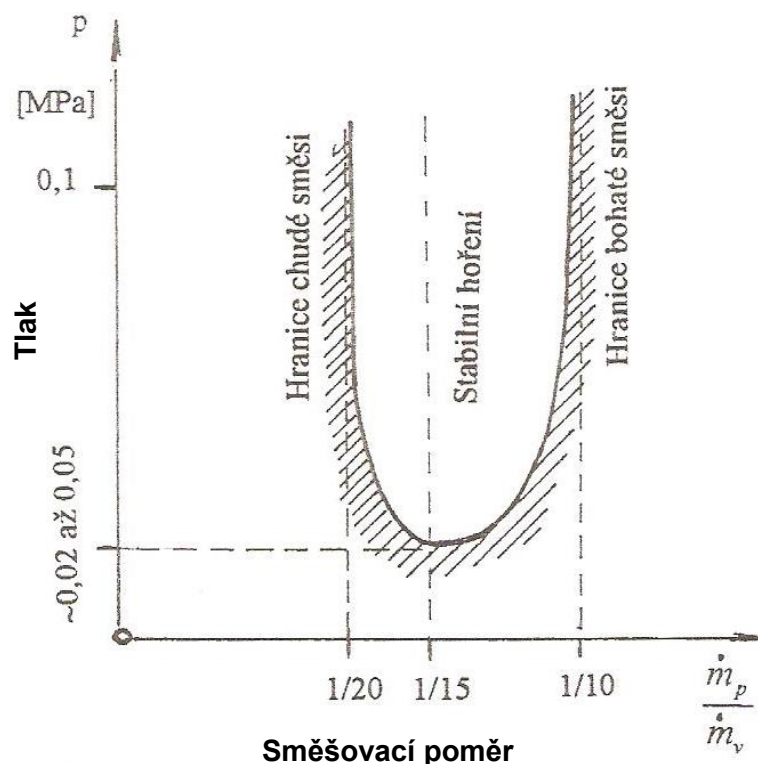
Z pohledu dostupnosti nejkritičtější částí motoru. Právě kompresorová část totiž určuje hodnotu nejspíše nejvýznamnějšího parametru motoru z hlediska dostupnosti, celkového tlakového poměru kompresoru. Ten je dán podílem tlaku na výstupu z kompresoru k tlaku na vstupu do kompresoru a je číselným vyjádřením stlačení proudu vzduchu při průchodu kompresorem. Významnost tohoto parametru je možno dokázat porovnáním k odlišné pohonné jednotce. Jak již bylo několikrát v této práci zmíněno, dostup, který poskytují pístové motory je přímo spojen s instalací dmyhadla. Právě dmyhadlo u pístového motoru plní velmi podobnou funkci jako kompresor u motoru turbovrtulového (ale samozřejmě i proudového a dvou Proudového). Proto i u něj nalezneme parametr kompresního poměru. Narůstající počet jeho stupňů (tudíž narůstající hodnota celkového kompresního poměru dmyhadla) znamená zvýšení hodnoty dostupnosti. Existuje tedy přímá závislost mezi hodnotou celkového kompresního poměru dmyhadla (počtem stupňů dmyhadla) a dostupem pístového motoru. Důležité je podotknout, že i tato závislost má ovšem své limity. Bohužel ani u celkového tlakového poměru kompresoru turbovrtulového motoru nelze při návrhu zacílit pouze na co nejvyšší hodnotu. Vysoké hodnoty tohoto poměru totiž přináší nevýhody v podobě vyšších hmotností (jelikož je nutné využít instalace vyššího množství dílů), či vysokých teplot, které vznikají stlačením vzduchu a mohou dosáhnout hranic nebezpečných pro některé z částí (nejčastěji lopatky) kompresoru. I volba samotné konstrukce kompresoru je opět otázkou kompromisu mezi výhodami a nevýhodami odlišných uspořádání. Například radiální kompresor poskytuje vyšší stlačení v jednom stupni oproti axiálnímu kompresoru, nicméně z hlediska hltnosti (což je množství vzduchu, jež proteče kompresorem za 1 s), která je druhým velmi významným parametrem kompresoru, je výhodnější naopak axiální kompresor.

[1] [4]

Spalovací komora

Skutečný případ, kdy problémy se správnou funkcí spalovací komory během letu ve výškách přesahujících 20 km mnohdy donutily letoun U-2 sestoupit do výšek nižších, je zmíněn již v úvodu k této práci a je tak vůbec prvním, jenž je v ní uveden. Tímto problémem, jehož nebezpečí budou vystaveny spalovací komory všech turbovrtulových motorů pohybujících se v limitních výškách jejich dostupnosti, je zhasnutí plamene. Tento stav samozřejmě vede k přerušení spalování paliva, což v konečném důsledku znamená přerušení činnosti celého motoru. Jelikož je samotné spouštění motoru z hlediska správných termodynamických hodnot ještě náročnějším procesem než již samotná činnost (běh), mohl by problém stejně jako Lockheed U-2 na začátku jeho služby nutit prostředky HALE snížit letovou hladinu za účelem restartování chodu motoru. Právě i možnost spuštění (restartování chodu) motoru i

ve výškách blízcích se hodnotám dostupu je dalším z problémů, nad nimiž by se mělo při návrhu motoru pečlivě popřemýšlet. Příčinu zhasnutí plamene znázorňuje obrázek U. Z něj je zřejmé, že pro stabilní činnost komory, tedy stabilní hoření, je nutné dodržet určité hranice směšovacího poměru (poměru hmotnostních toků paliva a vzduchu) a tlaku. Minimální hodnota tlaku pro dosažení stabilního hoření zpětně potvrzuje významnost parametru celkového tlakového poměru kompresoru. [8] [1] [4]



Obr. 36 Oblast stabilního hoření směsi kerosinu a vzduchu [4]

Turbíny

Turbíny jsou částí, která u turbovrtulové pohonné jednotky umožňuje činnost nejen kompresoru, ale také vrtule. S každou z těchto dvou částí je vždy alespoň jedna z turbín propojena hřídelí (hřídel může být společná, či vlastní pro každý z prvků). Přes toto spojení je přenášena mechanická práce získaná právě v turbínové části. Z principu činnosti v kontextu celé soustavy (tedy transformace tepelné energie na mechanickou práci, která je posléze využita k činnosti kompresoru a vrtule) vyplývá, že pravděpodobně nejvýznamnějším parametrem turbín bude jejich účinnost. Ta je, jako každá účinnost, definována jako poměr stavu skutečného a ideálního, v tomto případě jako podíl práce skutečně získané a práce, jenž by mohla být získána za ideálních podmínek (což je při expanzi adiabatické, tedy bez přivedení, či odvedení tepla). Turbínovou část významně ovlivní volba hřídelového uspořádání. Ačkoliv jsou v současnosti častěji voleny konstrukce více hřídelové,

jednohřídelový TPE-331-10 dokazuje, že pro HALE prostředky by mohla být optimální volbou i tato uspořádání. Jednou z největších výhod zmíněného motoru (jeho koncepce) je využití pracovní látky (proudu spalin) pro vyvození nezanedbatelného sekundárního tahu v jeho výstupním ústrojí. [1] [4] [26]

Výstupní soustava

U turbovrtulových motorů nehraje tato jejich část ani zdaleka tak významnou roli jako u motorů proudových a dvouproudových. Primární tah je totiž vytvářen vrtulí a výstupní soustava vytváří tah pouze sekundární, nižších hodnot, či dokonce žádný. I přes to je případně (při využití soustavy k tvorbě sekundárního tahu) nutné soustavu optimalizovat pro získání maximální hodnoty transformace energie proudu spalin na tahovou sílu a tím i celkového tahu. [1] [4]

5 Návrh ovládání motoru

Pro návrh ovládání motoru je důležité si objasnit strukturu systému komunikace mezi bezpilotním prostředkem a jeho vzdáleným ovládajícím prvkem („pilotem“). Tento systém tvoří prvky umístěné na samotném prostředku, signál přenášející data a řídicí stanice. Každá z těchto částí zároveň tvoří další, vlastní systém. Teprve po porozumění tomuto stromu je možné navrhnout odpovídající ovládání nejen motoru, ale i celého prostředku.

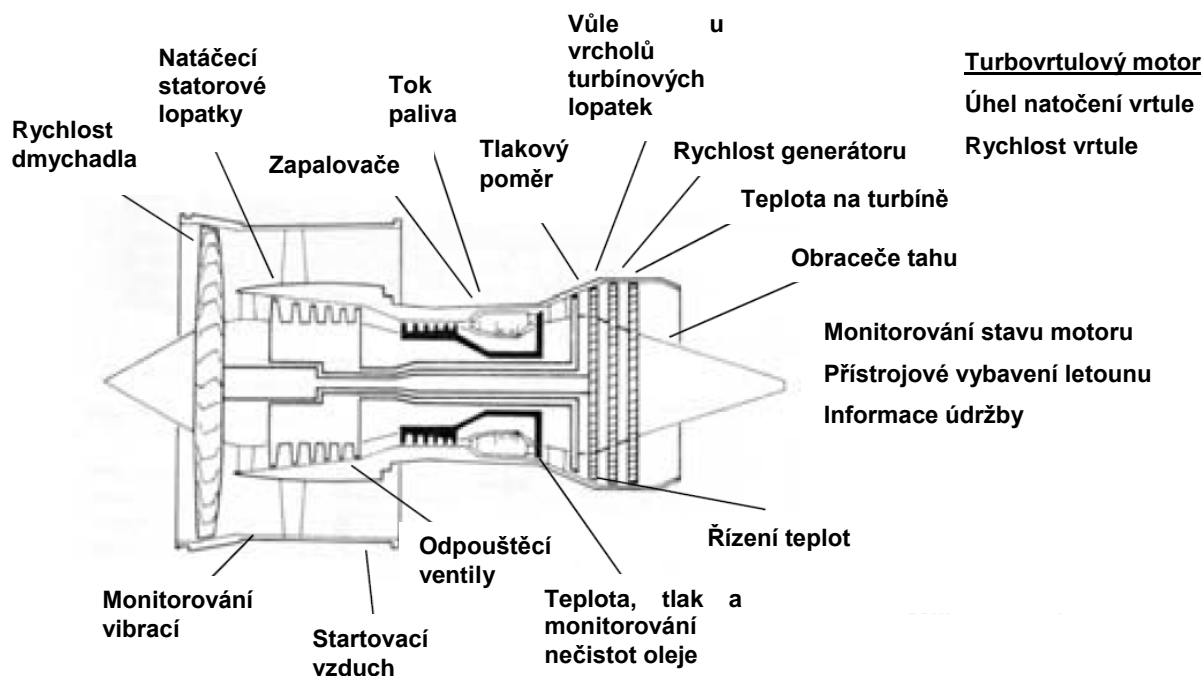
Další z nutností před započítáním vlastního návrhu je zvolení úrovně autonomie prostředku (a jeho částí) a operačního rádia. Rozličné úrovně autonomie znamenají podstatné rozdíly nejen u jednotlivých prvků systému, ale také v chování celého systému. Zde je také nutné zmínit, že určité úrovně autonomie bude nepochybně vyžadováno i ze strany úřadů zabývajících se leteckou způsobilostí. Jak je zmíněno již v kapitole zabývající se parametry z hlediska návrhu pohonu významnými, operační rádius je z pohledu komunikačních schopností naprosto klíčovým prvkem. Jeho zamýšlená hodnota exaktně určuje, zda bude pro prostředek možné využít komunikačních prostředků fungujících v přímé linii dohledu (line-of-sight, LoS), či již bude nutná instalace prostředků pracujících i mimo tuto linii. V druhém případě je také nutno do celého systému komunikace zahrnout prvek schopný přenášet signál právě i mimo horizont. Tímto prvkem jsou nejčastěji satelity, či jiná UAV. [2]

5.1 Letová část/prvky umístěné na palubě prostředku

Zatímco zvolená celková úroveň autonomie prostředku je spíše otázkou požadavků trhu a zákazníků (zadavatelů), alespoň částečná autonomie samotné pohonné jednotky je téměř nezbytností. Řídicí jednotka FADEC (Full Authority Digital Engine/Electronics Control) je proto nezbytnou volbou. Tento systém plně elektrického řízení chodu motoru, sestávající z digitální kontrolní jednotky motoru a spojeného příslušenství ovládajícího prvky ovlivňující jeho výkonost, je již také prakticky standardem hmotnostně rozměrnějších leteckých motorů. Jako u každého z nich i u navrhovaného motoru je nutné řídicí jednotku přizpůsobit jeho charakteristikám. [43]

U každého proudového motoru bude při letu ve vysokých výškách nutné pečlivě sledovat a kontrolovat množství vstupujícího vzduchu (obzvláště pokud se přistoupí k řešení proměnné geometrie), zapalování (Lockheed U-2 a jeho v začátcích častá zhasnutí plamene, která nutila prostředek pro opětovné zapálení sklesat o několik tisíc kilometrů) a tahu. Samozřejmě i další u FADEC jednotek běžně kontrolované veličiny a prováděné operace budou pro zvýšené nároky a drsnější atmosférické podmínky kritického významu, a tak nelze udělit prioritu pouze dříve zmíněným. Veškerý hardware jednotky by měl být ideálně zdvojen, či

jinak chráněn před případnou nefunkčností jakéhokoliv z jeho prvků. Minimálně dvou, optimálně (z hlediska letové způsobilosti) více kanálový FADEC je doporučen i pro navrhovaný motor. [8] [43]



Obr. 37 Některé z parametrů a monitorovaných součástí dvouproudového motoru [43]

5.2 Signál přenášející data

O tomto tématu již bylo mnoho (včetně pro něj kritického výpočtu takzvané linie dohledu) uvedeno v kapitole Parametry rozhodující o volbě konstrukce a pohonu. Zatímco rozhodnutí o operačním rádiu a tím pádem také případné nutnosti přenosu signálu i mimo linii dohledu je v rukou konstruktérů prostředku, přesné hodnoty frekvence využitě k samotnému přenosu dat již ne tak docela. Ty totiž přidělují příslušné organizace jednotlivých států. I přes snahu sjednocování hodnot mezi jednotlivými státy, či státními seskupeními (například v Evropě Konference evropských správ pošt a telekomunikací) se mohou tyto hodnoty v různých státech v současnosti lišit. Tento stav je velmi důležitý z hlediska návrhu komunikačních zařízení. Ty by totiž proto měly být navrženy tak, aby existovala možnost změny hodnoty vysílané/přijímané frekvence v rozmezí, které by se mohlo v provozu vyskytnout. [2]

Další významnou vlastností je odolnost proti interferencím, rušení a zachycení signálu. Při návrhu je nutné brát v úvahu i tyto možnosti ovlivnění signálu a řádnými opatřeními minimalizovat jakékoliv šance jejich výskytu. Z důvodů velmi nebezpečných důsledků bude

schopnost komunikačního signálu odolávat těmto negativním vlivům bezpochyby i jednou z důležitých částí certifikačního procesu. [2]

5.3 Řídící stanice

Ač nejčastější alokace řídicí stanice systému UAS svádí k tomu nazvat tuto část pozemní, nebylo by to správným termínem ve všech případech. Řídící stanice se totiž může také nacházet na palubě jiného letounu, či například plavidle. Mimo možnosti umístění není limitován ani možný počet řídicích stanic. Nehledě na umístění a počet řídicích stanic je jejich hlavním úkolem zodpovědnost za let přidělených bezpilotních prostředků (nejčastěji formou přímého ovládání). Dalšími úkoly mohou být například kooperace s jinými (nadřízenými) složkami (úřady, řídicími letového provozu), či přenos informací do jiných systémů. [2]

Řízení letu samotných UAV je z pohledu autonomie vůči řídicí stanici možné třemi způsoby. Prvním je přímé řízení ovládacích prvků prostředku (pohonné jednotky, pohyblivých částí nosných ploch, atd.) z řídicí stanice. Naproti němu je pak autonomnější způsob, kdy je prostředku zadána pouze letová trasa (a její parametry) a samotné řízení ovládacích prvků je již přenecháno samotnému prostředku. Poslední z možností je kombinací předchozích. Tedy například zatímco během samotného plnění úkolu je řízen prostředek manuálně z řídicí stanice, při vzletu a přistání jsou jeho ovládací prvky řízeny automaticky právě jím. Možnost autonomního řízení je významnou schopností prostředku, který tím nejen výrazně snižuje zátěž kladenou na řídicí středisko, ale hlavně brání poškození své konstrukce neodpovídající pilotáží. Tento přístup je pro hmotnostně rozměrnější UAV již téměř standardem, a proto nezbyvá jinak než jej zvolit i při vlastním návrhu. Vzhledem k předpokládaným rozměrům letounu a náročnosti operace je také právě výše zmíněná schopnost automatického vzletu a přistání velmi doporučena. [2]

Přenesení řízení prostředku mimo jeho konstrukci znamená personálně náročnější požadavky. Proto řídicí stanice musí poskytovat pracovní prostor pro nejlépe (z hlediska usnadnění spolupráce) všechny členy podílející se na procesu řízení UAV. Že se ani u lehčích prostředků nejedná o snadný úkol potvrzuje i stav u Airbus Zephyr, jehož pozemní řídicí stanici tvoří posádka 6 osob. Pro primární ovládání pohonné jednotky prostředku jsou v ní přítomni pilot a letový inženýr. Zatímco pilotovým úkolem je ovládat jednotku hlavně s ohledem na provedení letu (ovládání tahu například), letový inženýr monitoruje její celkový stav a výkonost celého letounu. Obě pozice mohou být rozšířeny o další úkoly, a tak například pilot může být zároveň i velitelem bezpilotního prostředku. Komplikovanější

system, jakým dříve navrhovaná pohonná jednotka bezesporu je, ovšem vyžaduje minimálně právě dva primární uživatele, v uspořádání zmíněném výše. [2] [45]



Obr. 38 Řídící stanice prostředku Global Hawk v Armstrongovu (dříve Drydenovu) leteckém výzkumném středisku NASA. Vlevo stanoviště operátorů přímo se podílejících na letu, vpravo detail stanoviště pilota. [35] [21]

Závěr

Ačkoliv by se z názvu práce mohlo zdát, že jejím hlavním tématem bude pouze samotný návrh motoru pro bezpilotní prostředek vysokého dostupu, není tomu zcela tak. Návrhu totiž předchází velmi důležitý a zároveň náročný proces analýzy významných prvků (samozřejmě hlavně dvou pro návrh nejvýznačnějších, tedy bezpilotního prostředku a propulsní soustavy), následovaný vyhodnocením a posléze synchronizací. Po těchto krocích je možné provést odpovídající výběr vhodné propulsní soustavy. Teprve po této fázi je možné přikročit k návrhu konkrétního motoru. I pro tento proces jsou velmi důležité výstupy získané analýzami a jejich vyhodnocením. I právě proto bych za hlavní cíl diplomové práce označil tedy nejen proces teoretického návrhu motoru, ale také zmíněný proces analýzy oblasti zájmu, jejího vyhodnocení a výběru vhodné propulsní soustavy. Výsledná podoba práce by tedy měla sloužit k pochopení základních prvků výběru propulsních soustav bezpilotních prostředků HALE ve své první části a k dalším úvahám, zda by pro tyto prostředky nebyl vhodným řešením i motor, jenž se v současné době běžně u leteckých konstrukcí v podobných výškách nevyužívá, v části druhé.

Již z první části práce vyplývá, že všeobecněji nejvhodnějším typem propulsní soustavy pro tyto bezpilotní prostředky se nyní zdá elektrický motor s akumulátory a fotovoltaickými panely. Širšímu využití těchto soustav ovšem v současnosti brání jejich aktuální nevyspělost, na kterou je nicméně úspěšně cíleno, a tak se dá předpokládat, že doba jejich dominance u bezpilotních prostředků HALE je opravdu blízko. Rozšíření u těchto prostředků bude bezpochyby znamenat jejich další rozvoj vedoucí ke stále častějším instalacím i do prostředků nižších dostupů.

Nutné je ovšem připomenout a zdůraznit, že se bezpilotní prostředky HALE nacházejí teprve na počátku své služby, a proto je tato oblast pro zatím velmi dynamickou a její další vývoj může nabrat dříve (či aktuálně) nepředpokládaných směrů. Výrazným ukazatelem bude uplatnění těchto konstrukcí v rozličných rolích. Právě to by mělo naznačit, či úplně prozradit, nejčastěji kladené požadavky, a tím také oblast nejvhodnějších propulsních soustav. V tomto ohledu bude nejspíše nutné odlišit vojenská a civilní využití, která jsou a budou svými charakteristikami ve většině případů velmi odlišná.

Při tvorbě práce byl využit přístup, jenž by ji měl činit srozumitelnou i laickému čtenáři. Tento přístup společně s rozsáhlostí každého z bodů osnovy (každý z nich by nepochybně vydal i na samostatnou diplomovou práci) ovšem výrazně zredukoval možnou hloubku řešení

problémů, a proto je zvědavější čtenář laskavě odkazován na podrobnější tituly a další zdroje.

Nepochybuji, že poznatky nabyté při tvorbě mé diplomové práce využiji i ve svém povolání. Toto nevšední téma také poskytlo prostor pro velmi zajímavé, poučné, několikahodinové konzultace, které věřím obohatily všechny zúčastněné strany.

Převody jednotek

Délkové jednotky

1 inch/palec (in) = 2,5 centimetru (cm)

1 foot/stopa (ft) = 30 centimetrů (cm)

1 mile/míle (mi) = 1,6 kilometru (km)

1 nautical mile/námořní míle = 1,85 kilometru (km)

Hmotnostní jednotky

1 pound/libra (lb) = 0,45 kilogramu (kg)

Jednotky síly

1 pound force (lbf) = 4,45 Newtonu (N)

Jednotky tlaku

1 pound per square inch (psi) = 0,069 baru (bar)

1 bar (bar) = 10 Newtonů / centimetr čtvereční (N/cm²)

1 megapascal (MPa) = 145 pounds per square inch (psi)

1 torr (mm Hg) = 133,33 Pascalu (Pa)

Jednotky teploty

teplota °C = teplota K - 273,15

teplota °C = (teplota °F - 32) / 1,8

teplota °F = (teplota °C * 1,8) + 32

Jiné

1 libra / stopa krychlová (lb/ft³) = 16 kilogramů / metr krychlový (kg/m³)

1 horsepower (hp) = 0,746 kilowatt (kW)

1 kilowatt (kW) = 1,340 horsepower (hp)

1 Newton * metr (Nm) = 0,738 foot * pound (Ft*lbs)

1 foot * pound (Ft*lbs) = 1,356 Newton * metr (Nm)

Machovo číslo (M) = rychlost pohybu tělesa (v) / rychlost zvuku v daném prostředí (c)

Použité zdroje

Literatura

- [1] ADAMEC, Josef; KOCÁB, Jindřich. *Letadlové motory*. Corona, 2008. ISBN 978-80-86116-54-9.
- [2] AUSTIN, Reg. *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. John & Wiley Sons, Ltd, 2010. ISBN 978-0-470-05819-0.
- [3] DONALD, David. *Lockheed's Blackbirds: A-12, YF-12 and SR-71 Black Jets*. AIRtime Publishing, 2003. ISBN 1-880588-67-6.
- [4] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Česká technika, 2008. ISBN 978-80-01-04104-8.
- [5] ICAO. *ICAO Cir 328, Unmanned Aircraft Systems (UAS)* [online]. INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION, 2011. ISBN 978-92-9231-751-5. Dostupný z WWW: https://www.icao.int/Meetings/UAS/Documents/Circular%20328_en.pdf
- [6] LANDIS, Tony; JENKINS, Dennis. *Lockheed Blackbirds*. Warbird Tech 10, Specialty Press. ISBN 1-58007-086-8.
- [7] MATTINGLY; HEISER; PRATT. *Aircraft Engine Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1. 1. 2002. ISBN 978-1-56347-538-2.
- [8] MERLIN, Peter. *Unlimited horizons: design and development of the U-2* [online]. NASA AERONAUTICS BOOK SERIES. ISBN 978-1-62683-025-7. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/unlimited-horizons.pdf>
- [9] PACE, Steve. *Lockheed SR-71 Blackbird*. Swindon: Crowood Press, 2004. ISBN 1-86126-697-9.
- [10] PEJČOCH, Ivo. *Tajné zbraně třetí říše*. Svět křídel, 2015. ISBN 978-80-87567-77-7.

Internetové zdroje

- [11] AIRBUS DEFENCE AND SPACE. *Zephyr, the High Altitude Pseudo-Satellite* [online]. Dostupný z WWW: <https://airbusdefenceandspace.com/our-portfolio/military-aircraft/uav/zephyr/>
- [12] AIRLINERS. *BAE Systems Mantis* [online]. Dostupný z WWW: <http://www.airliners.net/photo/BAE-Systems/BAE-Systems-Mantis/1602957>
- [13] AIRLINERS. *McDonnell Douglas AV-8B Harrier II* [online]. Dostupný z WWW: <http://www.airliners.net/photo/USA-Marines/McDonnell-Douglas-AV-8B-Harrier-II/1808680>

- [14] BENTS; MOCKLER; MALDONADO; HARP; KING; SCHMITZ. *Propulsion System for Very High Altitude Subsonic Unmanned Aircraft* [online]. NASA, Virginia, duben 1998. Dostupný z WWW: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19980137599.pdf>
- [15] BENNETT, William. *Collegial, Yet Cautious: the Wright Brothers and Samuel P. Langley* [online]. 15. 12. 2015. Dostupný z WWW: <https://siarchives.si.edu/blog/wright-brothers-langley>
- [16] BHARAT RAKSHAK. *Heron Y1011* [online]. 12. 11. 2013. Dostupný z WWW: <http://www.bharat-rakshak.com/IAF/Galleries/Aircraft/Current/Misc/UAV/Heron-Y1011.jpg.html>
- [17] BOEING. *Phantom Eye* [online]. Dostupný z WWW: <http://www.boeing.com/defense/phantom-eye/>
- [18] CBS NEWS. *Report: U.S. developer, but shelved, nuclear-powered drones* [online]. 2. 4. 2012. Dostupný z WWW: <http://www.cbsnews.com/news/report-us-developed-but-shelved-nuclear-powered-drones/>
- [19] CENTER FOR THE STUDY OF THE DRONE AT BARD COLLEGE. *ScanEagle: A Small Drone Making a Big Impact* [online]. 6. 1. 2014. Dostupný z WWW: <http://dronecenter.bard.edu/scaneagle-drone/>
- [20] CROCKETT, Allison; TOMBLIN, John; ALDAG, Tom. *Airframe Technology Assessment of the Airworthiness of Unmanned Aerial Systems* [online]. The Joint Advanced Materials and Structures Center of Excellence, 18. 7. 2008. Dostupný z WWW: https://depts.washington.edu/amtas/events/jams_08/7.Crockett.pdf
- [21] DAILY MAIL. *Earl's eye* [online]. 2. 9. 2010. Dostupný z WWW: <http://www.dailymail.co.uk/news/article-1307932/Tourists-evacuate-Ocracoke-Island-Hurricane-Earl-threatens-US-east-coast.html>
- [22] DAILY MAIL. *Israel should be investigated for war crimes in Gaza, says UN* [online]. 23. 7. 2014. Dostupný z WWW: <http://www.dailymail.co.uk/news/article-2702485/Israel-investigated-war-crimes-Gaza-UN-says.html>
- [23] DEFENSE INDUSTRY DAILY. *Laser Designators for RQ-7 Shadow UAVs* [online]. 5. 10. 2010. Dostupný z WWW: <http://www.defenseindustrydaily.com/Laser-Designators-for-RQ-7-Shadow-UAVs-05260/>
- [24] EHRHARD, Thomas. *Air Force UAVs: The Secret History* [online]. Mitchell Institute Press, červen 2010. Dostupný z WWW: https://cs.unc.edu/~anderson/teach/comp790/papers/2010_Air_Force_UAVs_The_Secret_History.pdf
- [25] FLYING REVUE. *Revoluční letecký elektromotor Siemens* [online]. Dostupný z WWW: <http://www.flying-revue.cz/revolucni-letecky-elektromotor-od-siemense>

- [26] HONEYWELL. *TPE331-10 Turboprop Engine* [online]. Duben 2006. Dostupný z WWW:
https://aerocontent.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/BA_brochures-documents/TPE331.10.pdf
- [27] INTRIERI; BOER; SHUPE; SPACKMAN; WANG; NEIMAN; WICK; HOCK; HOOD. *Global Hawk dropsonde observations of the Arctic atmosphere* [online]. 25. 11. 2014. Dostupný z WWW: <http://www.atmos-meas-tech.net/7/3917/2014/amt-7-3917-2014.pdf>
- [28] LIN, Jeffrey; SINGER, P. W. *Soar Eagle! China's Coolest Looking Drone Enters Production* [online]. 15. 7. 2016. Dostupný z WWW: <http://www.popsci.com/soar-eagle-chinas-coolest-looking-drone-enters-production>
- [29] MINISTERSTVO DOPRAVY. *Letecký předpis L2 – Pravidla létání, Doplněk X – bezpilotní systémy* [online]. Letecká informační služba, 4. 12. 2014. Dostupný z WWW: <https://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-2/data/effective/doplX.pdf>
- [30] MODEL AIRPLANE NEWS. *British Soldiers in Afghanistan deploy Micro UAV Helis* [online]. 15. 7. 2015. Dostupný z WWW: <http://www.modelairplanenews.com/british-soldiers-in-afghanistan-deploy-micro-uav-helis/>
- [31] NASA. *NASA Armstrong Fact Sheet: Altair* [online]. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-073-DFRC.html>
- [32] NASA. *NASA Armstrong Fact Sheet: Altus II* [online]. 28. 2. 2014. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-058-DFRC.html>
- [33] NASA. *NASA Armstrong Fact Sheet: Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (ERAST)* [online]. 28. 2. 2014. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-020-DFRC.html>
- [34] NASA. *NASA Armstrong Fact Sheet: Helios Prototype* [online]. 28. 2. 2014. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>
- [35] NASA. *NASA's Global Hawk Completes First Science Flight Over the Pacific* [online]. 8. 4. 2010. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/topics/earth/features/global-hawk.html>
- [36] NASA. *Helios Prototype Flying Wing* [online]. Dostupný z WWW: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/Helios/ED01-0146-4.html>

- [37] NASA. *HS3 Environmental Payload (AV-6)* [online]. Dostupný z WWW: https://www.ssec.wisc.edu/media/images/november2012/HS3_globalhawkdiagram_565.jpg
- [38] NASA. *Solar-Power Research and Dryden* [online]. Dostupný z WWW: https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/120308main_FS-054-DFRC.pdf
- [39] NATIONAL MUSEUM OF THE US AIR FORCE. *Lockheed D-21B* [online]. 9. 10. 2015. Dostupný z WWW: <http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195778/lockheed-d-21b/>
- [40] NOLL; BROWN; PEREZ-DAVIS; ISHMAEL; TIFFANY; GAIER. *Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap* [online]. Leden 2004. Dostupný z WWW: https://www.nasa.gov/pdf/64317main_helios.pdf
- [41] NORTHROPGRUMMAN. *Global Hawk* [online]. Dostupný z WWW: <http://www.northropgrumman.com/Capabilities/GlobalHawk/Pages/default.aspx>
- [42] NORTHROPGRUMMAN. *Two Global Hawk UAVs Will Accomplish a World's First* [online]. San Diego, 1. 7. 2010. Dostupný z WWW: <http://news.northropgrumman.com/news/releases/photo-release-darpa-tasks-northrop-grumman-to-demonstrate-autonomous-aerial-refueling>
- [43] PACES, Pavel. *Systémy digitálního řízení leteckých motorů* [online]. Dostupný z WWW: http://www.pacespavel.net/PRS_NEW/iSlidesP/p005a%2001UvodFADEC.pdf
- [44] PANZER DB. *Fieseler Fi 103 V1* [online]. Flickr. Dostupný z WWW: <https://www.flickr.com/photos/deckarudo/albums/72157627660532152/with/11224732453/>
- [45] RAPINETT, Annabel. *Zephyr: A High Altitude Long Endurance Unmanned Air Vehicle* [online]. Duben 2009. Dostupný z WWW: <http://personal.ph.surrey.ac.uk/~phs1pr/mphys-dissertations/2009/Rapinett-MPhys09.pdf>
- [46] ROLLS-ROYCE. *M250 turboprop* [online]. Dostupný z WWW: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/business-aviation/m250-turboprop.aspx#overview>
- [47] SAN JOSE STATE UNIVERSITY. *Cost and Business Model Analysis for Civilian UAV Missions* [online]. 8. 6. 2004. Dostupný z WWW: http://caa.gov.il/index.php?option=com_docman&view=download&category_slug=2015-10-13-06-38-50-3&alias=816-2015-10-13-06-44-45-10&Itemid=669&lang=he
- [48] SIMONOVICH, Sarah. *The History of Early Unmanned Aerial Vehicles, Part 3: The Cold War* [online]. The Flight Blog, 12. 12. 2016. Dostupný z WWW: <http://theflightblog.com/early-uavs-the-cold-war/>

- [49] SLAVÍKOVÁ, Renata. *Tepelné motory* [online]. Dostupný z WWW: <http://docplayer.cz/14368967-Motory-s-vnejsim-spalovanim.html>
- [50] SMITHSONIAN NATIONAL AIR AND SPACE MUSEUM. *Langley Aerodrome Number 5* [online]. Dostupný z WWW: <https://airandspace.si.edu/collection-objects/langley-aerodrome-number-5>
- [51] STROJNÍ FAKULTA ČVUT. *Spalovací motory* [online]. Dostupný z WWW: <files.strojarna.webnode.cz/200000012-5fc5660bf5/MOTORY-%20teorie.pdf>
- [52] TSACH; YANIV; AVNI; PENN. *High Altitude Long Endurance (HALE) UAV for intelligence missions* [online]. Israel Aircraft Industries Ltd., 1996. Dostupný z WWW: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1996/ICAS-96-4.2.1.pdf
- [53] UČÍME V PROSTORU. *Pístové stroje* [online]. Dostupný z WWW: http://uvp3d.cz/drtic/?page_id=2267
- [54] WERRELL, Kenneth. *The Evolution of the Cruise Missile* [online]. Air University Press Maxwell Air Force Base, Alabama, září 1985. Dostupný z WWW: https://media.defense.gov/2017/Apr/07/2001728474/-1/-1/0/B_0006_WERRELL_EVOLUTION_CRUISE_MISSILE.PDF
- [55] WIKIPEDIA. *Elektromotor* [online]. Dostupný z WWW: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Elektromotor>
- [56] WIKIPEDIA. *Jet engine* [online]. Dostupný z WWW: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/4/4c/Jet_engine.svg/1280px-Jet_engine.svg.png
- [57] WIKIPEDIA. *Langley Aerodrome* [online]. 17. 5. 2017. Dostupný z WWW: https://en.wikipedia.org/wiki/Langley_Aerodrome
- [58] WIKIPEDIA. *Lockheed D-21* [online]. Dostupný z WWW: https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_D-21
- [59] WIRED. *Lockheed Cancels Revolutionary 'Maple Seed' Drone* [online]. 8. 11. 2008. Dostupný z WWW: <https://www.wired.com/2008/08/samarai-killed/>

Seznam obrázků

- Obr. 1** Čínský Xiang Long, neboli Guizhou Soar Dragon, HALE UAV s velmi netypickým uspořádáním hlavních nosných ploch, jež je tvořeno dvěma navzájem propojenými tandemově uspořádanými křídly s rozdílným rozpětím
- Obr. 2** IAI Heron, MALE UAV zkonstruované izraelským výrobcem Israel Aerospace Industries dosáhlo velkého exportního úspěchu (na fotografii stroj Indického letectva)
- Obr. 3** AAI RQ – 7 Shadow, jako představitel TUAV. Vzhledem k menším rozměrům oproti většině letounů z kategorií HALE a MALE jsou tyto prostředky výrazně mobilnější.
- Obr. 4** Boeing Insitu ScanEagle svými výkony zastiňuje většinu dalších Close-range UAV, přesto svým určením, využitím a rozměry nezapře své začlenění. Na fotografii je zachycen jeden ze způsobů jeho zachycení, které je pro tyto a TUAV prostředky často velmi specifické a náročné. ScanEagle využívá i Armáda České republiky.
- Obr. 5** Příklady kategorií Mini UAV, Micro UAV a Nano air vehicles (v pořadí zleva doprava)
- Obr. 6** Langleyho Aerodrome 5
- Obr. 7** Fieseler Fi 103 prošel podrobným zkoumáním u spojeneckých armád
- Obr. 8** Ryan Model 147 Lightning Bug
- Obr. 9** Helios Prototype
- Obr. 10** Rozdělení letadlových pohonných jednotek
- Obr. 11** Procentuální rozdělení typů motorů UAV
- Obr. 12** Limity aerodynamického letu
- Obr. 13** Válec pístových spalovacích motorů
- Obr. 14** Pracovní oběh čtyřdobého zážehového motoru
- Obr. 15** Turbodmychadlo přeplňující pístové spalovací motory
- Obr. 16** Helios Prototype se svými elektromotory a fotovoltaickými články instalovanými na celé ploše křídla
- Obr. 17** Schéma proudového motoru
- Obr. 18** Rozložení sekcí platícího zatížení (modře a červeně) u prostředku Global Hawk upraveného pro monitorování extrémního počasí. AVAPS – systém měřící

teplotu, relativní vlhkost a vítr; CPL – Lidar systém dálkového monitorování oblak a S-HIS – interferometr měřící teplotní vyzařování

- Obr. 19** Porovnání výdrží bezpilotních prostředků (červeně) a prostředků pilotovaných z paluby (modře)
- Obr. 20** Zjednodušený výpočet linie dohledu (LoS – line-of-sight)
- Obr. 21** Graf závislosti zatížení křídél, minimální rychlosti a výšky letu s vyznačenými hodnotami pro prostředky Predator B a Global Hawk
- Obr. 22** Diagram předpokládaného počtu a rozložení poruch fiktivního UAV
- Obr. 23** Skutečná data dvou UAV prostředků. Zatímco Predator A se od předchozích předpokladů příliš neodchýlil, zbytek sledovaných prostředků, včetně Predator B, vykazoval hodnoty výrazně odlišné
- Obr. 24** Závislosti hodnot MSA pro význačné atmosférické stavové veličiny
- Obr. 25** Rozložení kosmického záření dle výšky
- Obr. 26** Již značně poškozený Helios Prototype těsně před nárazem do vodní hladiny
- Obr. 27** Oblasti použití letadlových motorů, **PMV**-pístový motor s vrtulí, **TVM**-turbovrtulový motor, **DPV**-dvouproudový motor s vnějším obtokovým poměrem, **DPM**-dvouproudový motor s míšením proudů před hnací tryskou, **PM**-proudový motor, **PMPS**-proudový a dvouproudový motor s přídavným spalováním, **NMPS**-náporový motor s podzvukovým spalováním, **NMNS**-náporový motor s nadzvukovým spalováním, **RM**-raketový motor
- Obr. 28** Limity propulsních soustav pro vybranou konstrukci, **1**-pístový motor s jednostupňovým dmychadlem, **2**-turbovrtulový motor, **3**-dvouproudový, **4**-pístový motor s dvoustupňovým dmychadlem, **5**-pístový motor s tří a více stupňovým dmychadlem
- Obr. 29** Graf závislosti měrného tahu rozdílných pohonných jednotek na Machově čísle letu
- Obr. 30** Graf závislosti měrné spotřeby paliva rozdílných pohonných jednotek na Machově čísle letu
- Obr. 31** Graf závislosti využití odlišných motorů u bezpilotních prostředků na rychlosti a výšce letu
- Obr. 32** General Atomics Altair
- Obr. 33** Modelový profil letu
- Obr. 34** BAE Systems Mantis
- Obr. 35** Přísávací klapky vstupního ústrojí motoru letounu Harrier
- Obr. 36** Oblast stabilního hoření směsi kerosinu a vzduchu
- Obr. 37** Některé z parametrů a monitorovaných součástí dvouproudového motoru

Obr. 38 Řídicí stanice prostředku Global Hawk v Armstrongovu (dříve Drydenovu) leteckém výzkumném středisku NASA. Vlevo stanoviště operátorů přímo se podílejících na letu, vpravo detail stanoviště pilota.

Seznam tabulek

Tab. 1	Příklady úkolů HALE UAV
Tab. 2	HALE UAV první skupiny
Tab. 3	HALE UAV druhé skupiny
Tab. 4	HALE UAV třetí skupiny
Tab. 5	HALE UAV čtvrté skupiny
Tab. 6	HALE UAV páté skupiny
Tab. 7	Profil letu dle fází (režimů)
Tab. 8	Charakteristiky/výkonnost