



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
Fakulta strojní
Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Bakalářská práce

Metody pro návrat bezpilotních prostředků
The Methods of Unmanned Aerial Vehicle Recovery

Marek Brabec

Praha 2016

Vedoucí práce: Ing. Vít Štorch
Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství
Studijní obor: bez oboru

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma: „Metody pro návrat bezpilotních prostředků“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Víta Štorcha a veškeré použité literární zdroje a prameny jsou uvedeny v seznamu zdrojů na konci této práce.

V Praze dne 30.6.2016

.....

Marek Brabec

Poděkování

Chtěl bych poděkovat panu Ing. Vítu Štorchovi za odborné vedení, trpělivost a ochotu, kterou mi v průběhu zpracování bakalářské práce věnoval.

Anotace

Jméno autora:	Marek Brabec
Název bakalářské práce:	Metody pro návrat bezpilotních prostředků
Anglický název:	The Methods of Unmanned Aerial Vehicle Recovery
Rok:	2016
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	bez oboru
Ústav:	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Vít Štorch
Bibliografické údaje:	počet stran: 35 počet obrázků: 46 počet tabulek: 2
Klíčová slova:	návrat, přistání, zachycení, bezpilotní prostředek, UAV
Keywords:	recovery, landing, interception, Unmanned Aerial Vehicle, UAV
Anotace:	Bakalářská práce nejprve stručně charakterizuje bezpilotní prostředky a uvádí jejich dělení podle předem zvolených charakteristik. Následně jsou uvedeny nejčastěji používané přístupy a metody pro návrat bezpilotních strojů. U každé metody je popsán její princip a uvedeny příklady. Rovněž jsou vypsány hlavní výhody a nevýhody s ohledem na dopady na nosnost letounu a jeho další výkony. Pro vybrané metody jsou poskytnuty postupy návrhových výpočtů spolu s grafickými podklady.
Abstract:	Bachelor thesis first briefly describes unmanned aerial vehicles and divides them by previously chosen characteristics. Then the most common approaches and methods of unmanned aerial vehicle recovery are presented. For each method, the thesis describes its principles and gives a few examples. The main advantages and disadvantages are stated with regard to the impact on capacity and other performances of the vehicle. For selected methods, procedures of design calculations are shown, together with graphic materials.

Obsah

Seznam použitých označení	7
Seznam použitých zkratk	9
1 Úvod	10
2 Stručná charakteristika UAV.....	11
2.1 Dělení.....	11
3 Legislativa	13
4 Metody návratu UAV.....	14
4.1 Konvenční přistání.....	14
4.1.1 Letoun dosedající na podvozek	14
4.1.2 Letoun dosedající na trup.....	16
4.1.3 Letoun dosedající na ližiny	17
4.2 Vertikální přistání	18
4.2.1 Řízené vertikální přistání	18
4.2.2 Neřízené vertikální přistání	23
4.2.3 Dosednutí na zem a kontrolovaný rozpad	28
4.2.4 Dosednutí na airbag	29
4.3 Zachycení.....	31
4.3.1 Zachycení do sítě	31
4.3.2 Zachycení lanem.....	32
4.3.3 Zachycení během letu jiným pohybujícím se zařízením.....	33
4.4 Nadkritický úhel náběhu	34
4.4.1 Perching.....	35
4.4.2 Kontrolovaný pád	36
5 Závěr	37
6 Zdroje.....	38

Seznam použitých označení

a_y	[m/s ²]	svislá složka zrychlení
C_D	[1]	součinitel odporu letounu (během letu)
C_{DC}	[1]	celkový součinitel odporu (letoun + otevřený padák)
C_{DP}	[1]	součinitel odporu otevřeného padáku
C_{DZ}	[1]	součinitel odporu zátěže (letoun při sestupu)
C_F	[1]	součinitel tahu
C_L	[1]	součinitel vztlaku letounu
C_P	[1]	součinitel výkonu
D	[N]	aerodynamický odpor (obecně)
D_D	[N]	aerodynamický odpor letounu
D_P	[m]	průměr padáku
D_V	[m]	průměr vrtule
F	[N]	tah pohonné jednotky
f	[1]	součinitel tření mezi povrchem a podvozkem letounu
G	[N]	tíhová síla letounu
g	[m/s ²]	tíhové zrychlení
h_P	[m]	přistávací výška
m	[kg]	hmotnost letounu
m_{air}	[kg]	hmotnost proudícího vzduchu
m_C	[kg]	celková hmotnost letounu a padáku
m_P	[kg]	hmotnost padáku a jeho vypouštěcího zařízení
n	[1/s]	otáčky vrtule
P	[W]	výkon pohonné jednotky
R_V	[m]	poloměr vrtule
S	[m]	dráha
S_0	[m ²]	nominální plocha padáku
S_A	[m]	vzdušná část přistání
S_G	[m]	pozemní část přistání
S_K	[m ²]	plocha křídla
S_L	[m ²]	čelní plocha letounu
S_{PR}	[m]	celková délka přistání
t	[s]	čas
v	[m/s]	rychlost letu
v_{air}	[m/s]	rychlost proudícího vzduchu
v_{max}	[m/s]	maximální rychlost letu
v_P	[m/s]	přistávací rychlost
v_{ref}	[m/s]	referenční přibližovací rychlost v přistávací konfiguraci
v_{S0}	[m/s]	pádová rychlost v přistávací konfiguraci
v_t	[m/s]	ustálená rychlost klesání
v_y	[m/s]	svislá složka rychlosti letounu
V_{air}	[m ³]	objem proudícího vzduchu

W	[J]	mechanická práce
δ	[°]	úhel natočení vodorovné ocasní plochy letounu
η	[1]	účinnost
λ	[1]	rychlostní poměr vrtule
ρ	[kg/m ³]	hustota vzduchu
$\varphi_{0,75}$	[°]	úhel nastavení listu vrtule v 75% jejího poloměru

Seznam použitých zkratek

FLARES	Flying Launch And REcovery System (létající vypouštěcí a návratový systém)
HALE	High Altitude Long Endurance (velká výška, dlouhá výdrž)
HTOL	Horizontal Take Off and Landing (vodorovný vzlet a přistání)
MALE	Medium Altitude Long Endurance (střední výška, dlouhá výdrž)
MARS	Mid Air Recovery System (metoda zachycení ve vzduchu)
NATO	North Atlantic Treaty Organization (Severoatlantická aliance)
VOP	Vodorovná Ocasní Plocha
VTOL	Vertical Take Off and Landing (svislý vzlet a přistání)
VUAV	Vertical take off and landing UAV (svisle startující a přistávající UAV)

1 Úvod

Technický vývoj dnešního světa neustále přináší nové a nové technologie a neustále zdokonaluje již existující systémy ve všech oblastech společnosti. Mimo jiné zasahuje také do letecké dopravy, konkrétně i do jejího odvětví bezpilotních prostředků.

Se zástupci tohoto odvětví se lze v každodenním životě setkat stále častěji. Již delší dobu není armáda jediným provozovatelem bezpilotních letounů, těm se naopak daří stále úspěšněji pronikat na civilní trh. Obecně však platí, že s nástupem nepilotovaných letadel roste nejen bezpečnost, ale také efektivita a snižují se náklady při plnění nejrůznějších úkolů. Jedná se především o takové úkoly, jejichž náplň je pro piloty buď velmi fyzicky náročná až nespílitelná, nebo je nebezpečné prostředí, ve kterém se má úkol odehrát. Svou roli hraje také časová náročnost, v níž se pilotované letouny mohou jen stěží vyrovnat těm nepilotovaným, které nejsou nijak vázány na fyzické potřeby posádky. Stroje, postrádající na své palubě piloty, jsou rovněž více či méně finančně výhodnější než jejich náhrada z oblasti klasického letectví. Finanční úspora je také jedním z hlavních důvodů, proč se drony v dnešní době stávají tak populárními, může si je dovolit stále větší a větší část společnosti.

Ne každý letoun se však hodí pro každý úkol, a proto se stále navrhují a staví nové druhy bezpilotních prostředků. Při vývoji takového stroje je třeba se vypořádat se spoustou překážek. Jednou z nich je i správná volba návratové metody. Tuto volbu lze směřovat podle několika parametrů, jež jsou určeny hlavně povahou práce, kterou bude letoun během své služby vykonávat, zručností a odborností obsluhy, jež bude stroj provozovat a také geografickými podmínkami, v nichž bude zařízení sloužit. V situacích, kdy není k dispozici dostatečně kvalifikovaná obsluha, bude nejspíše cílem fázi přistání co nejvíce zjednodušit a pokud možno i automatizovat. Setkat se lze ale také s tím, že v místě práce nebude dostatek prostoru pro provedení složitého přistávacího manévru, proto je poté projevena snaha maximálně redukovat nároky stroje na prostor pro přistání. Bude-li prioritou časová efektivita, bude vybrána taková metoda, která umožňuje mimo snadného sestavení a vypuštění také rychlý návrat s možností okamžitého přesunu na jiné místo a následného vzletu za dalšími povinnostmi.

Tato práce si klade za cíl stručně shrnout nejpoužívanější metody přistávání bezpilotních prostředků, uvést jejich hlavní výhody a nevýhody a tím usnadnit komplikovanou volbu, která významně ovlivňuje nejen návrh celkové konstrukce, ale i výsledné provozní charakteristiky stroje.

2 Stručná charakteristika UAV

Bezpilotní prostředky lze označovat zkratkou UAV, která vychází z anglického popisu těchto systémů: **U**n**m**anned **A**erial **V**ehicle. Mezi další označení patří např. Dron, vycházející z anglického slova Drone. Rozdíl mezi těmito termíny je ten, že termínem dron označujeme zařízení, které během svého letu nijak nekomunikuje se zemí a nedisponuje žádnou vlastní inteligencí. Je tedy schopné letět pouze po předem naprogramované trase bez možnosti reakce na možnou situaci. Oproti tomu označení UAV používáme pro takové stroje, které již disponují větší či menší formou vlastní umělé inteligence [1], a které jsou po celou dobu letu ve spojení s operátorem či řídicím střediskem. Jsou proto schopny samostatně či řízeně reagovat na vzniklou situaci. V kontextu práce však bude oboje označení bráno jako rovnocenné.

Všechna tato pojmenování jsou používána pro širokou škálu létajících zařízení, která mají přes různorodé tvary, konstrukční řešení, typ pohonů atd., společnou vlastnost, kterou je absence živé posádky. UAV prostředky mohou být řízeny na dálku operátorem nebo mohou vykonávat svoji činnost buď v plně autonomním režimu, nebo pomocí předem naprogramovaných souřadnic a příkazů. [2]

Jako počátek využívání UAV prostředků můžeme označit rok 1916, kdy byl poprvé použit dálkově ovládaný vzdušný cíl. [3] Následoval další vývoj během druhé světové války, kdy se rozšiřovalo využívání dálkově řízených vzdušných cílů při tréninku letectva a také vznikaly projekty řízených střel typu V1 apod. Větší krok ve vývoji nastal v 60. letech, kdy se mimo vzdušných cílů začalo bezpilotních prostředků používat i pro špionáž nad územím nepřítele. Hlavním aktérem vývoje bezpilotních zařízení byla a stále je armáda. Vedle vojenských aplikací se v dnešní době ale stále více rozšiřuje uplatnění dronů i v civilním sektoru.

2.1 Dělení

Bezpilotní letadla můžeme dělit podle několika kritérií, např. dle funkce, dosahu/dostupu, velikosti, konstrukce atd.

Dělení dle funkce: [4]

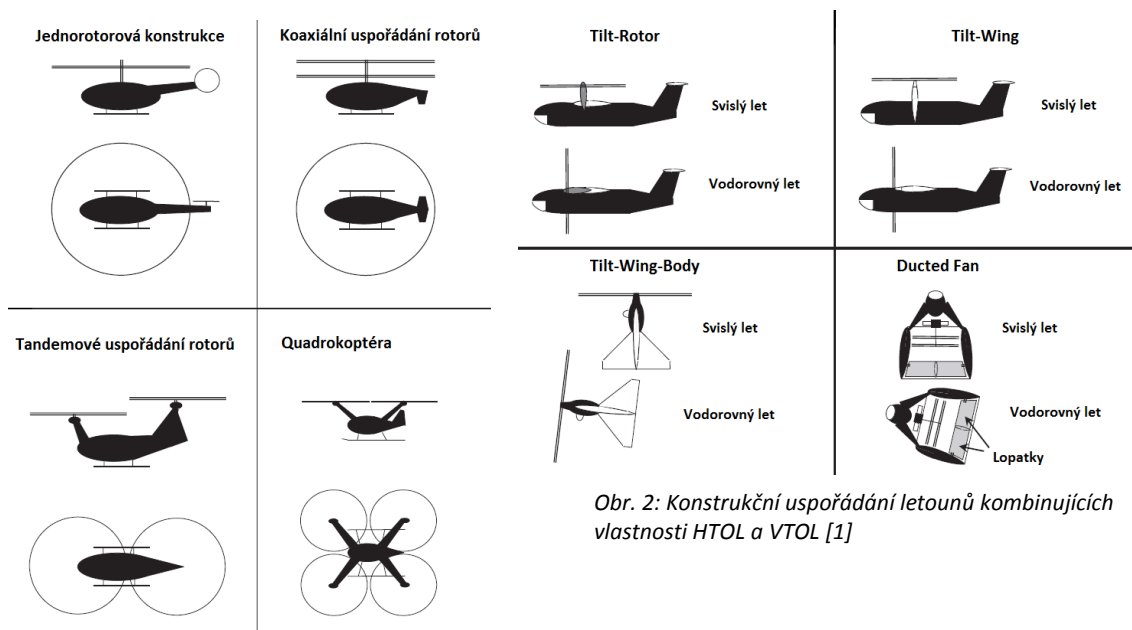
- Vzdušné cíle (poskytují tréninkové cíle pro výcvik vzdušných a pozemních jednotek, např. Ryan Firebee).
- Průzkumné (poskytují informace získané pozorováním bojiště nebo jiné lokality, např. Sojka III).
- Bojové (vybaveny zbraněmi pro útoky na pozemní nebo vzdušné cíle, např. Predator).
- Logistické (určeny pro dopravu nákladu, tzv. Delivery Drones).
- Výzkumné a vývojové (využívány pro měření, zkoušky a vývoj dalších UAV, např. Pathfinder).
- Civilní a komerční (určeny pro použití v široké veřejnosti či komerční sféře, např. pro fotografování, zpravodajství, kontroly produktovodů apod.).

Dělení dle velikosti (NATO klasifikace): [5]

- Kategorie I (<150 kg) - Micro (jednotky až desítky gramů, např. Black Widow).
 - Mini (<15kg, např. Falken).
 - Malé (15-150 kg, např. Scan Eagle).
- Kategorie II (150-600 kg) - Taktické (např. Örn).
- Kategorie III (>600 kg) - MALE (např. Heron).
 - HALE (např. Global Hawk).
 - Útočné/Bojové (např. Predator).

Dělení dle konstrukce: [1]

- HTOL - Klasická konstrukce s křídlem před VOP (např. Hunter).
 - Kachní konstrukce (křídlo za VOP) (např. Blue Horizon).
 - Létaající křídlo (např. Scan Eagle).
 - Delta křídlo (např. Observer).
- VTOL - Jednorotorová konstrukce (např. Firescout).
 - Tandemové uspořádání rotorů (např. Pelican).
 - Koaxiální uspořádání rotorů (např. Raider).
 - Víceroťorová konstrukce (Tri/Quadro/Multi-koptéry).
- Kombinace obou předchozích
 - Tilt-Rotor (např. Eagle Eye).
 - Tilt-Wing (např. Greased Lightning).
 - Tilt-Wing-Body (např. V-Bat).
 - Ducted Fan (např. Cypher).
- Lehčí než vzduch – Bezpilotní vzducholod' (např. GA22).



Obr. 1: Konstrukční uspořádání kategorie VTOL [1]

Obr. 2: Konstrukční uspořádání letounů kombinujících vlastnosti HTOL a VTOL [1]

3 Legislativa

Předpis, upravující provoz necertifikovaných bezpilotních prostředků, který platí na území České republiky, se nazývá Doplněk X a je součástí leteckého předpisu L2 – Pravidla létání. Doplněk X byl uveden v platnost v březnu 2012 Úřadem pro civilní letectví, jenž se bezpilotními letouny zabývá již od roku 2004. [6]

Kromě prostředků určených primárně ke sportovnímu a rekreačnímu létání se Doplněk X zabývá také zařízeními využívanými ke komerčním účelům (vzdušná kontrola produktovodů, letecké snímkování apod.).

Bezpilotní letouny dělí legislativa do několika kategorií dle váhy a účelu použití. Souhrnně lze říci, že pro letouny do hmotnosti nepřesahující 20 kg a určených pro rekreačně sportovní využití, není nutná evidence pilota ani letounu a pro jeho provoz není nutné povolení k létání vydané Úřadem pro civilní letectví. Pokud ovšem hmotnost letounu přesáhne 20 kg, nebo se účelem jeho použití stane výdělečná či výzkumná činnost, je již nutná evidence jak pilota (ověření jeho znalostí), tak i zařízení (ověření technických parametrů a letových vlastností) a pro jeho provoz je nutné mít povolení k létání. [7]

Největší překážkou pro provozovatele bezpilotních prostředků je ale skutečnost, že Letecký předpis nařizuje provoz takového bezpilotního letounu, pouze pokud je v přímém dohledu pilota do takové míry, aby byl pilot schopen letoun bezpečně ovládat během letu a při pojíždění a aby mohl včas zaregistrovat případné překážky v dráze letounu. Pro vizuální dohled navíc nesmí být použity vizuální pomůcky (např. dalekohled). Toto nařízení tedy téměř znemožňuje legální provoz UAV a jedinou možností je zvláštní povolení od Úřadu pro civilní letectví. [7]

Další oblastí, kterou tento dokument upravuje, jsou prostory, v nichž může být bezpilotní systém používán, meteorologická minima pro jeho provoz a přepravu či shazování nákladu.

4 Metody návratu UAV

Start a přistání bývají často označovány jako kritická fáze letu nejen v oblasti bezpilotních prostředků, ale též v oblasti klasického letectví. Je proto potřeba výběru vhodné metody věnovat zvláštní pozornost.

Konkrétní metodu určuje mimo požadované časové a finanční náročnosti také požadovaná odolnost a s ní spojená hmotnost celého zařízení, vytrvalost a výkony letounu, technologické možnosti výrobce a také povaha neseného vybavení a přístrojů, jejichž cena může v některých případech převýšit cenu samotného stroje.

Při návrhu přistávání je dobré uvažovat i o způsobu vypouštění. Některé kombinace technické realizace vzletu a přistání jsou výhodnější než jiné a vhodná volba může přinést nejenom konstrukční, ale i finanční úsporu.

4.1 Konvenční přistání

Přistávání probíhá velmi podobně jako u klasických dopravních letadel. Samotné přistání může vykonat prostředek samostatně v tzv. autonomním režimu nebo může být na dálku řízen pilotem. [8] Naopak vzlet však může mít u těchto strojů více podob např. katapult atd.

4.1.1 Letoun dosedající na podvozek

Stroj je vybaven buď pevným, nebo zatahovacím podvozkem (plně anebo částečně). O typu a konstrukci podvozku rozhoduje převážně velikost letounu a také požadovaná odolnost a tlumící schopnost podvozku. [9] Odolnost podvozku se většinou odvíjí od plánované velikosti stroje, tj. pro malé váhové kategorie použijeme co nejjednodušší a tím i nejlehčí konstrukci, u které tlumení zajistí pružnost samotné konstrukce. U větších letounů již lze energii při dosedání pohlcovat v tlumičích podvozku apod.

Letoun se při přistání plynule přibližuje k přistávací dráze a následně dosedne na podvozek. K jeho zabrzdění může dojít více způsoby, lze použít reverzaci pohonu, klasické brzdy nebo může být použit zachytný systém (zachytná síť či lano) vybudovaný na přistávací dráze.

Brzdné systémy ale vyžadují přizpůsobení konstrukce a s jejich použitím narůstá vlastní váha letounu. Zachytné systémy vyžadují dostatečně tuhou a odolnou konstrukci při zachycení do sítě nebo přítomnost zachytného ramene pro zachycení lana. Oproti použití klasických brzd však hmotnost letounu zvyšuje jen málo (zachytný hák) nebo vůbec (zpomalení pomocí sítě).

- Výhody:
- + Prověřená metoda.
 - + Při správném provedení nedochází k poškození neseného vybavení.
 - + Vhodné pro všechny váhové kategorie.
 - + Pevný podvozek není příliš náročný na výrobu.
- Nevýhody:
- Potřeba velkého otevřeného prostoru.
 - Přistávací dráha musí být rovná a bez překážek, pro těžší stroje je potřeba dráhu zpevnit.
 - Náročnější provedení, nutný zácvek obsluhy.
 - Pro aplikaci zachytných systémů je nutná úprava konstrukce (např. zachytný hák).



Obr. 3: MQ-1 Predator (USA) před dosednutím na dráhu [10]



Obr. 4: RQ-7B Shadow 200 (USA) po přistání s ještě zachyceným zpomalovacím lanem [11]

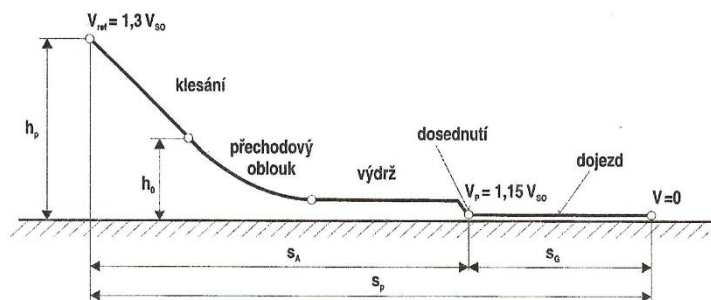
Potřebná délka přistávací dráhy

Na délku přistání, která je definována jako vzdálenost od místa průletu smluvenou výškou nad přistávací plochou (50 ft pro pilotovaná letadla) do místa zastavení, má vliv mnoho faktorů.

- Hlavními jsou: [12]
- hmotnost (vyšší hmotnost prodlužuje délku přistání)
 - použití vztlakových klapek (jejich použití zkracuje délku přistání)
 - atmosférické podmínky (hlavně teplota a síla a směr větru)
 - vlastnosti dráhy (zejména pak kvalita povrchu a jeho únosnost, jelikož horší a méně únosný povrch zkracuje délku přistání)

Samotný výpočet obsahuje délku vzdušné části letu (S_A) a délku pozemní části tj. dojezd (S_G). Dohromady tvoří délku přistání podle vzorce [13]:

$$S_{PR} = S_A + S_G \quad [m] \quad (1)$$



Obr. 5: Průběh přistání [13]

Složka S_A se pak počítá jako [12]:

$$S_A = \frac{G}{D_D} * \left(\frac{v_{ref}^2 - v_p^2}{2 * g} + h_p \right) \quad [m] \quad (2)$$

A složka S_G se vypočítá ze vztahu [12]:

$$S_G = \frac{1}{g} * \int_{v_p}^0 \frac{v * dv}{\frac{F}{G} - f - (C_D - f * C_L) * \frac{\rho * v^2 * S}{2 * G}} \quad [m] \quad (3)$$

Hodnoty veličin v_{ref} se obvykle volí jako $\approx 1,3 * v_{so}$ a v_p se volí jako $\approx (1,10 \div 1,15) * v_{so}$.

4.1.2 Letoun dosedající na trup

Metoda označovaná také jako „Belly Landing“, při níž lze zvýšit hmotnost neseného vybavení na úkor absence podvozku. Vhodná pro menší a lehčí letouny, u nichž lze zajistit dostatečně tuhou a odolnou konstrukci, která odolá rázům vznikajícím při dosednutí a při klouzání stroje po podkladu před zastavením. [8] Lze doplnit o přídavný airbag, který slouží k absorpci prvotního nárazu. Je výhodné mít v záloze další metodu přistání (např. padák) pro případ terénu nevhodného pro přistání na trup. Přistání na trup je v situacích nouze (selhání podvozku apod.) schopna většina (i velkých) dronů, u nich je ale nutná následná kontrola/oprava trupu. S narůstající hmotností letounu však rostou také nároky na precizní provedení manévru. Obecně je proto tato metoda využívána spíše pro postradatelné letouny.

Pro přistávání na vodních plochách je mimo mechanické odolnosti konstrukce nutné zajistit její voděodolnost, korozivzdornost a schopnost udržet se, alespoň po určitou dobu, na hladině.

- Výhody:
- + Díky absenci podvozku se zvyšuje užitečné zatížení.
 - + Letoun může mít velmi malé rozměry a jednoduchý tvar (snazší transport a sestavení).
 - + Relativně levné řešení.

- Nevýhody:
- Velké riziko poškození nesených zařízení, antén atd.
 - Potřeba přizpůsobit konstrukci pro ráz vznikající při přistání a následnému otěru při zpomalování.
 - Potřeba otevřeného prostoru bez překážek a nerovností.
 - Povrch, na který chceme přistávat, by měl být měkký (tráva apod.).
 - Před přistáním je nutné zajistit/složit vrtuli tak, aby nedošlo k jejímu kontaktu se zemí.



Obr. 6: Talon 240 (USA), nesené přístroje i vrtule jsou umístěny tak, aby při přistání nedošlo ke kontaktu se zemí [14]



Obr. 7: Arcturus T-20 (USA), letoun přistávající na sněhu, vrtule zastavena v poloze, ve které nedojde ke kontaktu se zemí [15]



Obr. 8: MQ-1 Predator (USA), díky precizně provedenému nouzovému přistání po technické závadě nedošlo k rozsáhlým poškozením letounu [16]

4.1.3 Letoun dosedající na ližiny

Metoda přistání, která kombinuje prvky dosednutí na podvozek s dosednutím na trup. Z obou metod si vypůjčuje některé výhodné charakteristiky. Opět se ale jedná o řešení vhodné převážně pro menší a lehčí stroje. [17] Oproti přistání na kolový podvozek není potřeba nijak zpevněná dráha, naopak nezpevněná (např. travnatá) dráha je výhodou. O zpomalení letounu se postará tření mezi ližinami a podkladem. Častěji se s tímto způsobem dosedání můžeme setkat u metod založených na vertikálním přistání stroje (konkrétně např. vrtulníky)

- Výhody:
- + Nenáročné na konstrukci a náklady.
 - + Při dosednutí pohltí dopadovou energii a tudíž nehrozí poškození trupu letounu.
 - + Nesenému vybavení nehrozí nebezpečí jako u přistání na trup.

- Nevýhody:
- Potřeba otevřeného prostoru bez překážek a nerovností.
 - Konstrukce svojí vahou snižuje užitečné zatížení letounu.
 - Nevhodné pro větší váhové kategorie.



Obr. 9: Super Bat DA-50 (USA), letoun s netradiční ližinovou konstrukcí [18]



Obr. 10: Shahed 123 (IR), letoun s klasickou ližinovou konstrukcí [19]



Obr. 11: Boeing Phantom Eye (USA), letoun kombinující ližinu s klasickým podvozkem [20]

4.2 Vertikální přistání

Mimo strojů s VTOL charakteristikami, u nichž jsou vzlet i přistání méně náročné než u HTOL strojů, do této kategorie patří také stroje, které vertikálně pouze přistávají. Hlavní výhodou je téměř plná nezávislost na přistávací dráze. Stroj schopný vykonat vertikální přistání, jak řízené tak i neřízené, může přistát prakticky kdekoli. Hlavní nevýhodou obecně bývá snížení užitečného zatížení díky hmotnosti návratového systému. [17] U bezpilotních prostředků je tato metoda rozšířena více než u pilotovaných letounů.

4.2.1 Řízené vertikální přistání

Způsob využívaný převážně u bezpilotních vrtulníků, multikoptér a strojů s měnitelnou polohou rotorů (tzv. Tiltrotor) nebo měnitelnou polohou křídla (tzv. Tiltwing). U vrtulníků a multikoptér se jedná o poměrně snadný způsob přistání, pilot/řídící program pouze kontroluje a udržuje pomalý a plynulý sestup. U systémů s měnitelnou geometrií je přistávací operace náročnější, pilot i řídící program musí zvládnout plynulý přechod z vodorovného letu do visu. Konstrukci lze provést spolu s pevným křídlem i jako kombinaci rotorů pro svislý vzlet/přistání a vrtulí v tlačném/tažném uspořádání nebo jako provedení Tailsitter.

Stroje této kategorie bývají také někdy označovány jako VUAV.

- Výhody:
- + Nevyžaduje velké prostory, lze přistávat téměř kdekoli.
 - + Velmi dobrá manévrovatelnost.
 - + U multikoptér/vrtulníků snadné provedení, bez nutnosti školit obsluhu.
 - + Při správném provedení nejsou ohroženy nesené přístroje.
- Nevýhody:
- Složitá konstrukce křídla, rotorů a jejich otočných mechanismů u kategorie Tiltrotor a Tiltwing. [21]
 - U vrtulníků/multikoptér díky absenci křídla, které by během letu vytvářelo vztlak a odlehčovalo tak rotorům, dochází k velké spotřebě energie. [21]
 - Při použití kombinace více rotorů narůstá s každým rotorem hmotnost i spotřeba (řídící elektromotory, mechanické pohony atd.).



Obr. 12: NASA GL-10 Greased Lightning (USA), kategorie Tiltwing [22]



Obr. 13: Krossblade SkyProwler (USA), VTOL charakteristika dosažena pomocí výklopných svislých rotorů a energetická úspora pomocí vodorovných tlačných rotorů [23]



Obr. 14: IAI Panther (IL), kategorie Tiltrotor [24]



Obr. 15: MQ-8B Fire Scout (USA), kategorie bezpilotní vrtulník [25]



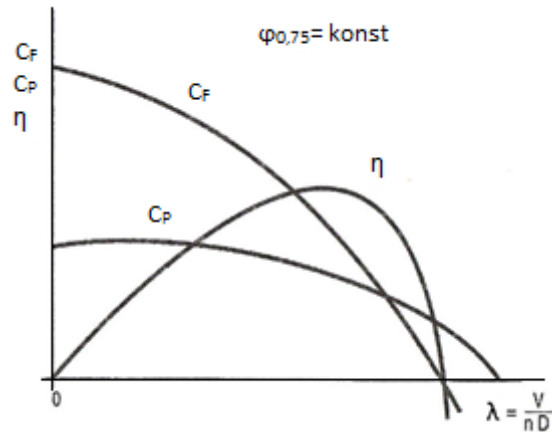
Obr. 16: DJI Spreading Wings S800 (CHN), kategorie multikoptéra [26]



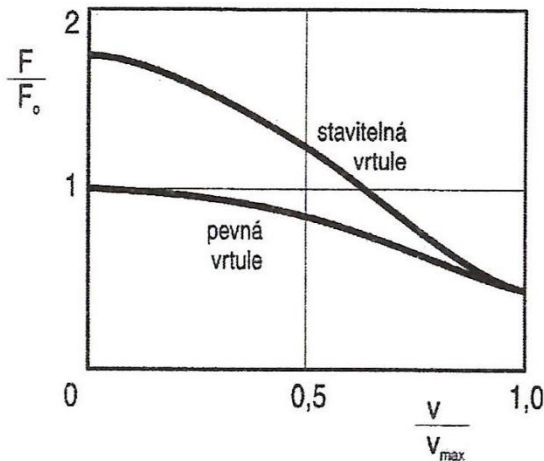
Obr. 17: AeroVironment SkyTote (USA), kategorie Tailsitter [27]

Výkony vrtulí

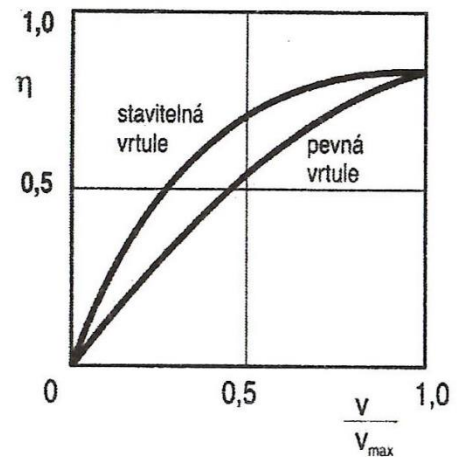
U drtivé většiny bezpilotních prostředků pohon letounu zajišťuje vrtule (jedna či více v tlačném nebo tažném uspořádání). U menších a lehčích letounů bývá vrtule obvykle pevná a energii jí dodává elektromotor. Takovéto vrtule je tedy kontrolován pouze změnou otáček vrtule. U větších a těžších letounů už se můžeme setkat s vrtulemi stavitelnými, které jsou poháněny spalovacím motorem. Jejich tah může být řízen nejen otáčkami ale také úhlem nastavení vrtule.



Obr. 18: Typické průběhy aerodynamických charakteristik vrtule (C_F , C_P , η) na rychlostním poměru (λ) [13]



Obr. 19: Poměrný tah (F/F_0) pevné a stavitelné vrtule [13]



Obr. 20: Účinnost (η) pevné a stavitelné vrtule [13]

Výpočet tahu F a výkonu P : [13]

$$F = C_F * \rho * n^2 * D_V^4 [N] \quad (4)$$

$$P = C_P * \rho * n^3 * D_V^5 [W] \quad (5)$$

Účinnost vrtule se pak spočítá jako: [13]

$$\eta = \frac{C_F * v}{C_P * n * D} \quad [1] \quad (6)$$

Návrh pohonu

Při návrhu letounu je velmi důležitá správná volba pohonné jednotky a zdroje energie. Pokud je letoun konstruován pro pohon pomocí jedné či více vrtulí, je výběr vhodné vrtule klíčovým parametrem pro požadované výkonové vlastnosti stroje. Další důležitou vlastností, již je nutné při návrhu pohonné soustavy sledovat, je hmotnost (motor, baterie aj.). Stroj by měl mít ve svých výkonnostních parametrech dostatečnou rezervu pro nesené vybavení apod.

Pro výběr pohonné jednotky je potřeba znát výkon, který bude stroj potřebovat k tomu, aby se udržel ve visu ve vzduchu. Pro předběžné určení této hodnoty lze použít následující výpočty:

Kinetická energie vzduchu procházejícího vrtulí:

$$E = \frac{1}{2} * m_{air} * v_{air}^2 \quad [J] \quad (7)$$

Kde objem procházejícího vzduchu, respektive jeho hmotnost se určí:

$$V_{air} = \pi * R_V^2 * v_{air} * t \quad [m^3] \quad (8)$$

$$m_{air} = \rho * V_{air} = \rho * \pi * R_V^2 * v_{air} * t \quad [kg] \quad (9)$$

Po dosazení do rovnice vyjadřující energii:

$$E = \frac{1}{2} * \rho * \pi * R_V^2 * v_{air} * t * v_{air}^2 \quad [J] \quad (10)$$

Výkon z energie se spočítá jako její podíl s časem:

$$P = \frac{E}{t} = \frac{1}{2} * \rho * \pi * R_V^2 * v_{air}^3 \quad [W] \quad (11)$$

Pro vykrácení složky rychlosti v rovnici (11) se nejprve definuje obecný vztah pro výkon:

$$P = \frac{W}{t} = \frac{F * S}{t} = F * v_{air} = m * g * v_{air} \quad [W] \quad (12)$$

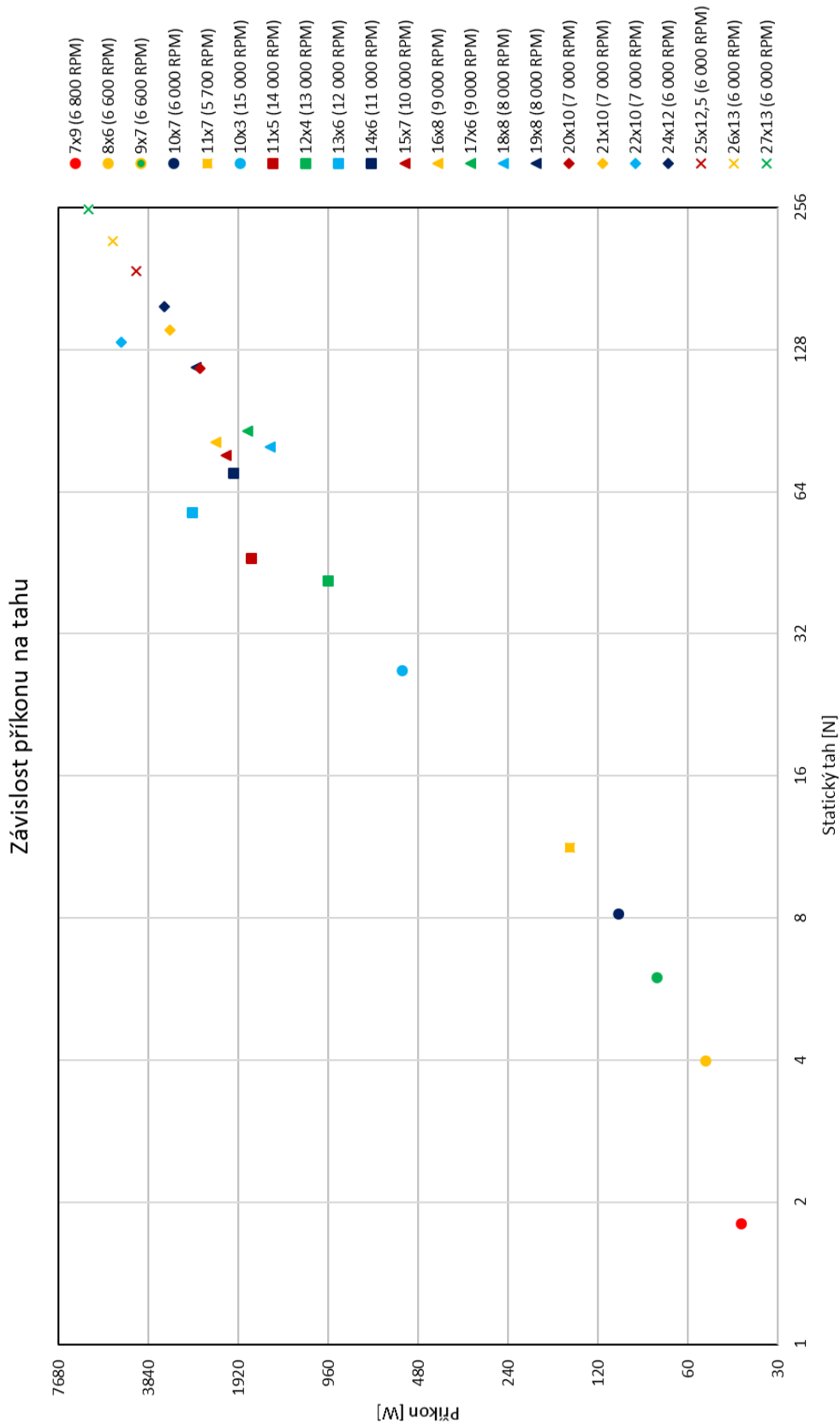
Vztah (12) se uvede na třetí mocninu a podělí s rovnicí (11):

$$\frac{P^3}{P} = P^2 = \frac{m^3 * g^3 * v_{air}^3}{\frac{1}{2} * \rho * \pi * R_V^2 * v_{air}^3} = \frac{2 * m^3 * g^3}{\rho * \pi * R_V^2} \quad [W^2] \quad (13)$$

Výsledná rovnice pak udává výkon potřebný pro udržení stroje ve vzduchu:

$$P = \sqrt{\frac{2 * m^3 * g^3}{\rho * \pi * R_V^2}} \quad [W] \quad (14)$$

Vztahy (8) a (14) však vyžadují znalost parametrů vrtule, jejich volba rovněž podstatně ovlivňuje výsledné letové vlastnosti stroje. Na následujícím obrázku je znázorněna závislost příkonu na statickém tahu pro vybrané vrtule různých velikostí.



Obr. 21: Graf závislosti příkonu na statickém tahu pro konkrétní vrtule různých parametrů. Data převzata z https://www.apcprop.com/v/PERFILES_WEB/listDatafiles.asp a <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>

4.2.2 Neřízené vertikální přistání

Provedení přistávacího manévru ve formě přistání s padákem je poměrně jednoduchou variantou, samotný sestup není nijak řízen, tudíž obsluha nepotřebuje žádné školení. Pro správnou funkci systému je nutné vhodně navrhnout řešení vypouštění padáku a jeho provozní spolehlivost. Toto řešení bývá mnohdy použito jako bezpečnostní pojistka pro případy nedostatku energie, ztrátu řídicího signálu, jako záloha při selhání primární návratové metody nebo jako další varianta přistání. [8] Časté je také doplnění o tzv. airbag, na který letoun při přistání dosedne a tím zajistí co nejměkčí dopad s ohledem na nesené přístroje. [17] Samotné vypouštění může být aktivní (pomocí vystřelovacího mechanismu např. pružiny) nebo pasivní (padák umístěn pod letounem, vypuštění proběhne vlastní vahou).

- Výhody:
- + Snadné provedení přistávacího manévru.
 - + Provedení s airbagem je velmi šetrné k neseným přístrojům.
 - + Snadné znovupoužití padáku (pokud nebyl při přistání poškozen).
 - + Přistání je možné téměř kdekoli.
- Nevýhody:
- Potřeba spolehlivého vypouštěcího mechanismu.
 - Po vypuštění padáku je letoun do momentu dosednutí neovladatelný, škody mohou napáchat hlavně povětrnostní podmínky. [8]
 - Většina přístrojů je nesená na spodní části letounu, padák je proto vhodné navrhnout tak, aby se stroj po jeho vypuštění otočil na záda. [17]
 - Po dosednutí hrozí riziko tažení letounu po zemi, je proto vhodné navrhnout mechanismus odhozu padáku po dopadu. [8]
 - Pro správnou funkci padáku je nutná určitá minimální výška, ve které bude padák vypuštěn.
 - Padák a jeho vypouštěcí mechanismus zabírají prostor a zvyšují hmotnost.



Obr. 22: Orbiter Mini UAV (IL), představitel využití padáku jako primární způsob přistání [28]



Obr. 23: Canadair CL-89 (CAN+GB+DE), představitel současného využití padáku a airbagů pro přistání [29]



Obr. 24: Sojka III (ČR), představitel využití padáku jako 1 z 2 možností (2. možnost je přistání na spodní část trupu [30])

Výpočet padáku

Použití padáku je široce používaným způsobem pro návrat bezpilotních prostředků. Při volbě této metody jsou mimo jiné důležité tyto parametry:

- Únosnost padáku (dána hlavně jeho velikostí)
- Hmotnost padáku a vypouštěcího zařízení
- Objem složeného padáku a vypouštěcího zařízení
- Odolnost padáku vůči úplavu za letounem (dána konstrukcí padáku) [31]
- Doba pro plné vypuštění a roztažení padáku (dána konstrukcí padáku) [31]

Nejčastěji se lze setkat s padáky sférických, křížových, obdélníkových nebo trojúhelníkových tvarů, méně často pak s tvarem typu křídlo, se kterým může být dosaženo vyšší ovladatelnosti letounu. [32]

Při výpočtu této metody se vychází z rovnice: [31]

$$D = \frac{1}{2} * \rho * v_t^2 * C_{DC} * S_0 \quad [\text{N}] \quad (15)$$

Při návrhu potřebné velikosti padáku se vychází z úvahy, že odporová síla padáku D se při ustáleném pádu musí rovnat celkové tíze letounu a padáku:

$$D = G \quad [\text{N}] \quad (16)$$

$$G = m_c * g \quad [\text{N}] \quad (17)$$

$$m_c = m_p + m \quad [\text{kg}] \quad (18)$$

$$C_{DC} = C_{DP} + C_{DZ} \quad [-] \quad (19)$$

Potřebná nominální plocha padáku se pak získá vyjádřením S_0 :

$$S_0 = \frac{2 \cdot D}{\rho \cdot v_t^2 \cdot C_{DC}} \quad [\text{m}^2] \quad (20)$$

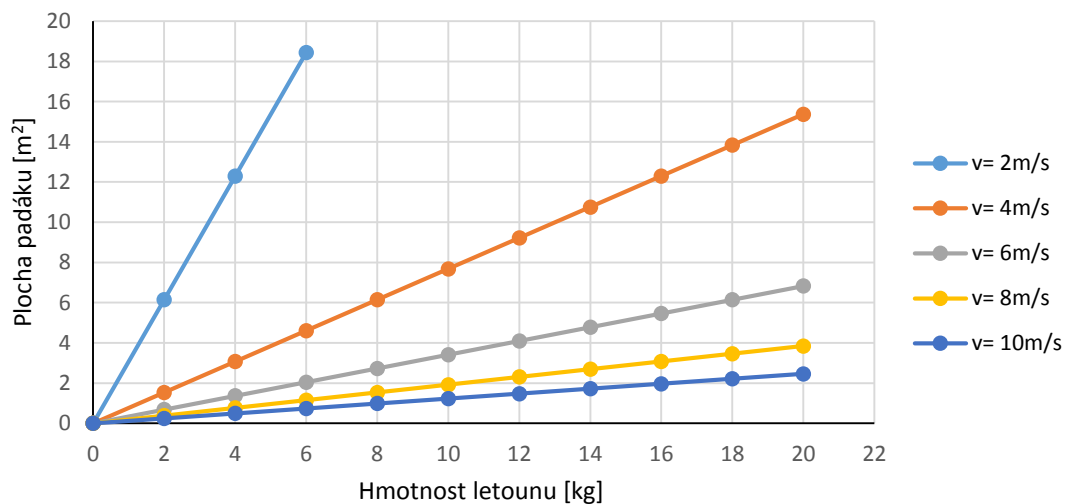
Minimální výška použitelnosti padáku pak vychází z času t potřebného pro jeho plné vypuštění a roztažení: [31]

$$h_y = \frac{1}{2} \cdot |a_y| \cdot t^2 + v_y \cdot t \quad [\text{m}] \quad (21)$$

Svislou složku zrychlení a_y vypočítáme jako:

$$a_y = -g + \frac{\rho \cdot C_D \cdot S \cdot v_y^2}{2 \cdot m_c} \quad [\text{m/s}^2] \quad (22)$$

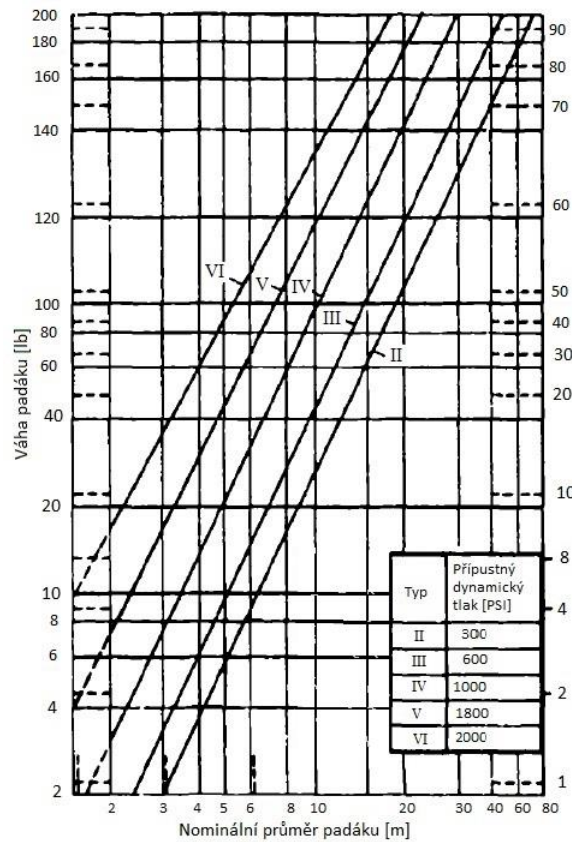
Závislost plochy padáku na hmotnosti letounu



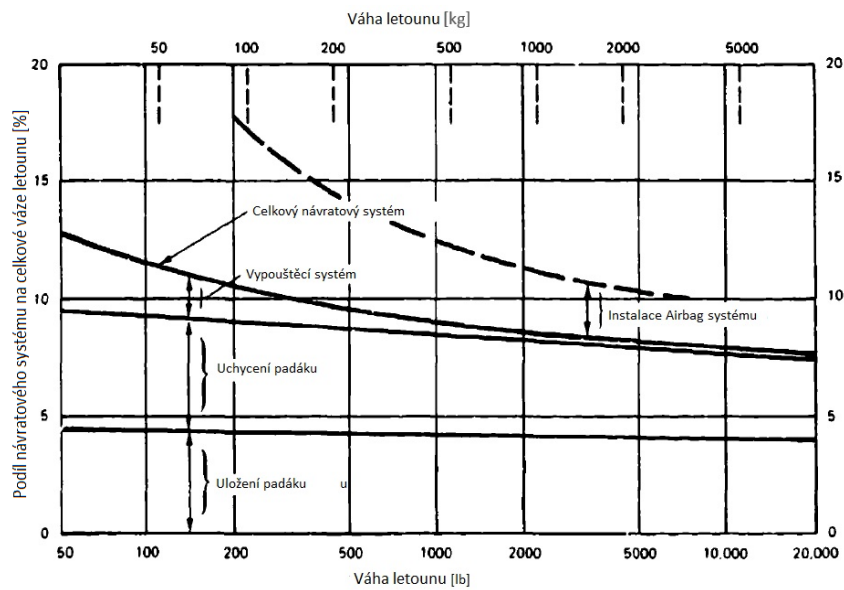
Obr. 25: Graf závislosti plochy padáku na hmotnosti letounu pro různé rychlosti sestupu (pro součinitel odporu $C_{DC} = 1,33$)

Jako materiál vrchlíku padáku bývá nejčastěji využívána bavlna nebo nylon a dříve hedvábí. Pro větší zatížení lze použít kevlar, dacron, aramid apod. S rostoucí silovou popř. tepelnou odolností materiálu ale narůstá i jeho cena. Měrná hmotnost většiny materiálů se pohybuje přibližně okolo 40~60 g/m². [32]

Pro představu jsou uvedeny grafy na Obr. 26 a Obr. 27, které znázorňují celkovou váhu sférického padáku v závislosti na jeho průměru v prvním případě a hmotnostní podíl návratového zařízení na celkové váze letounu v případě druhém.



Obr. 26: Graf závislosti hmotnosti sférického stuhového nylonového padáku na jeho průměru [32]



Obr. 27: Graf závislosti podílu hmotnosti návratového systému na celkové váze letounu [32]

Následující tabulka obsahuje příklady výsadkových padáků (a jejich charakteristik) používaných v armádě USA od padesátých let minulého století až doposud nejen pro parašutisty, ale také pro shazování nákladů včetně těžkých břemen z palub letadel.

Tab. 1: Tabulka hodnot pro vybrané typy padáků využívané v armádě USA [32]

Typ padáku	Nominální průměr vrchlíku [m]	Počet nosných popruhů	Materiál padáku	Materiál popruhů	Váha vč. příslušenství [kg]	Max. hmotnost břemene [kg]	Rychlost sestupu [m/s]	C_{DC} [1]
G-13 Hemispherical	9.87	20	Bavlna	Rayon	18,14	226	8,8	0,67
G-14 Single-Slot Biconical	10.36	32	Bavlna	Bavlna	17	226	8,2	0,70
G-12D Solid Flat	25	64	Nylon	Nylon	58,9	997	8,5	0,49
G-11A Solid Flat	30.48	120	Nylon	Nylon	113,4	1587	6,7	0,85
G-11B Solid Flat	30.48	120	Nylon	Nylon	124	2267	7,6	0,93
135 Ft Solid Flat	41.14	160	Nylon	Nylon	208,6	4082	6,7	1,18

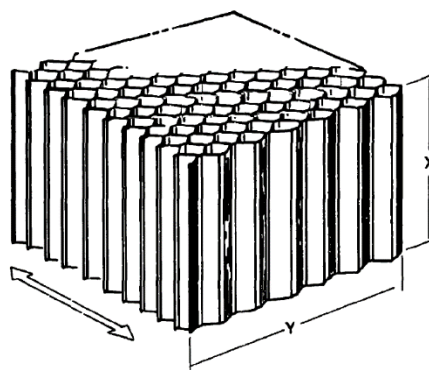
4.2.3 Dosednutí na zem a kontrolovaný rozpad

Metoda využívaná spíše pro menší a lehčí stroje, u nichž lze konstrukci navrhnout tak, aby při dopadu na zem došlo k jejímu rozložení v předem určených bodech (např. oddělení křídel, ocasních ploch apod.) a tím pohlcení dopadové energie. [33] Samotnému dosednutí většinou předchází kontrolovaný pád letounu, který nastává po jeho úmyslném přetažení (viz. 4.4.2). Mimo rozpad na jednotlivé moduly lze také dopadovou energii pohltit v tzv. drtitelných (angl. *crushable*) modulech letounu, které jsou přímo určeny k destrukci při přistání a které jsou před dalším vzletem vyměněny. [33]

- Výhody: + Konstrukce navržená pro tento způsob přistání automaticky umožňuje velmi rychlé a snadné složení/rozložení letounu.
+ Bez větších nároků na rozměry a kvalitu přistávací plochy.
- Nevýhody: - Omezená velikost a hmotnost letounu respektive neseného vybavení.
- Velké riziko poškození nesených přístrojů.
- Riziko poškození letounu rozložením na jiných místech, než k tomu předem určených.
- Potřeba přesně provedeného sestupu a následného dosednutí pro správnou funkci konstrukce.



1. → 2. → 3.
Obr. 28: Raven (USA), letoun zachycen při přistání, kdy dochází k jeho rozložení na jednotlivé moduly [34]



Obr. 29: Příklad hliníkové voštinové struktury používané pro pohlcení dopadové energie při přistání, šipkou je vyznačen možný směr působící síly [32]

4.2.4 Dosednutí na airbag

Typ přistání, u kterého se dopadová energie při dosednutí pohlcuje v airbagu, který se nafukuje pod trupem stroje. Častěji se tento způsob dosednutí používá jako doplněk pro jiné metody, obvykle pro neřízené vertikální přistání. V případě samostatného použití předchází většinou vlastnímu dosednutí podobně jako u předchozí metody kontrolovaný pád způsobený úmyslným přetažením. [8]

Výhody: + Náraz při dosednutí je velmi mírný a tudíž nehrozí větší nebezpečí pro nesené přístroje.

+ Při přistání na vodní hladinu jsou vhodné airbagy schopny zaručit nepotopení letounu.

Nevýhody: - Airbag spolu se svým aktivačním systémem zabírá prostor i užitečné zatížení letounu.

- Před dalším startem stroje je nutné připravit nový airbag, čímž roste časová náročnost. [34]

- Spolehlivost aktivačního systému vyžaduje náročnější vybavení.



Obr. 30: SkyLite B UAV (IL), stroj před dosednutím na zem [35]



Obr. 31: Mirach 100/5 (IT), stroj po dosednutí na zem, během něhož bylo poškozeno levé křídlo vlivem nesprávné funkce airbagu [36]

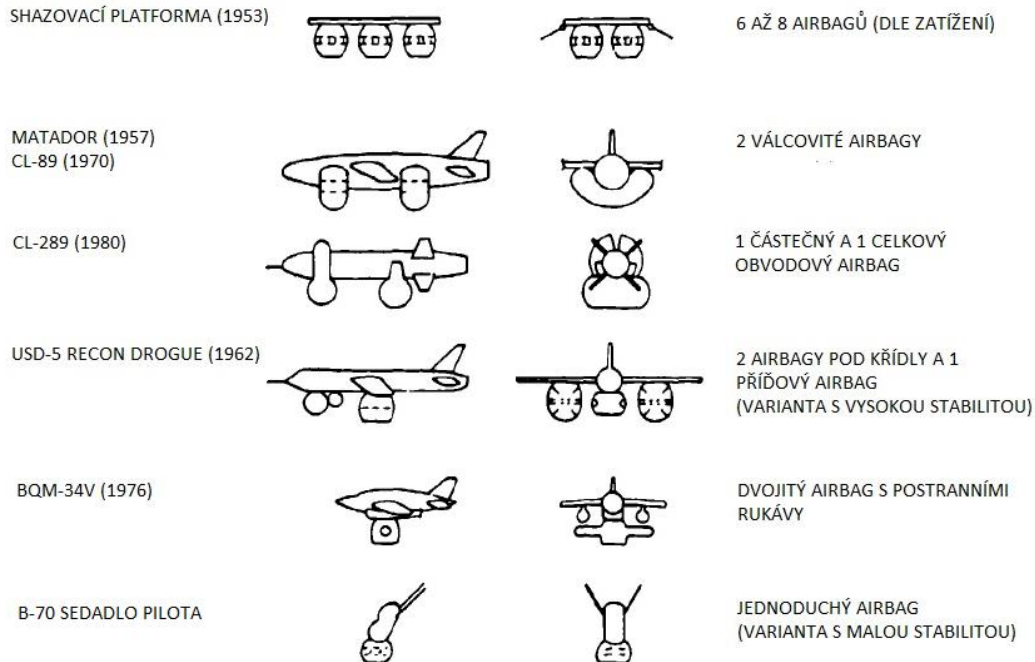
Návrh airbagu

Při návrhu airbagu je hlavním cílem aby airbag bezpečně pohltil dopadovou energii letounu, včas a spolehlivě se aktivoval a jeho tvar byl dost stabilní, aby tudíž nedošlo k převrácení stroje po dosednutí.

Následující tabulka zobrazuje zjednodušený návrh rozměrů a počtu airbagů pro různé hmotnosti zátěže platformy určené ke shozu z paluby letadla. Tabulka je platná pro hodnoty sestupu do 7,6 m/s a přetížení při dopadu by nemělo přesáhnout 8g.

Tab. 2: Tabulka hodnot pro návrh počtu a rozměru airbagu [37]

Počet vaků	Zátěž [kg]		Rozměry a tvar jednotlivých airbagů
	Min.	Max	
1	115	400	Kruhový, průměr 0,6 m
2	225	815	Obdélníkový, 0,6 x 1,2 m
3	340	1200	Trojúhelníkový, 1,5 m strana
4	455	1630	Čtvercový, 1,2 m
6	680	2400	Obdélníkový, 1,2 x 1,8 m
7	790	2850	Kruhový, průměr 1,8 m
8	900	3260	Obdélníkový, 1,2 x 2,4 m
9	1020	3700	Čtvercový, 1,8 m
10	1130	4070	Obdélníkový, 1,2 x 3 m
12	1360	4890	Obdélníkový, 1,8 x 2,4 m



Obr. 32: Příklady různých možností uspořádání airbagů pro různé druhy prostředků používané armádou USA [32]

4.3 Zachycení

Pro většinu metod, patřících do této kategorie, je možné definovat společné znaky. Těmito znaky jsou absence podvozku a průběh přistání, při němž letoun vůbec nemusí snižovat svoji rychlost a během nízkého průletu přes konkrétní místo je zachycen ze země. Pro vypouštění těchto strojů bývá nejčastěji použit katapult, systém FLARES, vypuštění na padáku aj.

4.3.1 Zachycení do sítě

Tato metoda může být realizována v plně autonomním režimu (letoun vede GPS) či v manuálním režimu, kdy operátor letoun do sítě navede ručně. [17] Vyjma použití jako primární způsob přistání, může nalézt své využití i jako nouzové řešení v případě neočekávaných situací (porucha podvozku, padáku apod.). Jako primární způsob bývá využito hlavně na otevřených vodách, kdy slouží k návratu letounů, jež byly z lodi vypuštěny, a které buď nemohou, anebo neumí přistávat na vodě. [17] Konstrukce letounu je tedy odlehčena od přistávacích modulů a tudíž může být nesen více vybavení a také tvar letounu není tolik omezen ve svislém směru jako u běžných způsobů přistání.

- Výhody:
- + Spolehlivé řešení.
 - + Lze využít v omezených prostorech s nedostatkem místa pro přistávací plochu.
 - + V závislosti na přesnosti použitého naváděcího systému, stačí poměrně malé rozměry sítě.
 - + Nenáročné na obsluhu, letoun je pouze naveden do sítě.
- Nevýhody:
- Konstrukce letounu musí být uzpůsobena poměrně velkým silám, vznikajícím při zachycení (křídla a různé winglety, antény, nesené přístroje, sklápění vrtule apod.). [17]
 - Konstrukce podpírající síť musí spolehlivě pohltit energii letícího letounu, aniž by se převrátila.
 - Samotná síť musí být navržena tak, aby letoun po zachycení udržela (nesmí dojít k jeho odražení od sítě).
 - Při transportu je potřeba počítat s objemem a hmotností záchytné konstrukce a časem na její postavení.



Obr. 33: EMT Luna X-2000 (DE), při zachycení na mobilním záchytném zařízení [38]



Obr. 34: Orbiter 2 Mini UAS (IL), při zachycení na palubě lodi [39]

4.3.2 Zachycení lanem

Způsob velmi podobná zachytávání letounu do sítě. Opět se jedná o zastavení pohybu stroje za pomoci na zemi postaveného zařízení, jenž v tomto případě drží svisle zavěšené lano, které letoun při průletu zachytí do háku umístěného někde na okraji jeho konstrukce (nejčastěji na konci křídla). [40] Taktéž může být provedena v autonomním nebo řízeném režimu. Setkat se s tím můžeme v omezených prostorech přistání, hlavně na otevřených vodách. Na rozdíl od zachycení do sítě ale není vhodný pro nouzové situace, jelikož vyžaduje velmi přesné navedení resp. přesný navigační systém. Jako náhrada pevné konstrukce může být použita multikoptéra, která nejenom že dron vynese do vzduchu, ale také při přistání vyzdvihne a drží lano, které letoun zachytí. [41] Hovoříme pak o systému FLARES.

- Výhody:
- + Nenáročný na prostor.
 - + Při zachycení hrozí menší riziko poškození letounu nebo jeho vybavení než u zachycení do sítě.
 - + Při pohonu letounu s tlačně uspořádanou vrtulí není potřeba řešit její sklápění při přistání.
 - + Se spolehlivým zachytným mechanismem pro zachycení a udržení lana, nehrozí nebezpečí odražení letounu jako při použití sítě.
- Nevýhody:
- Konstrukce stroje musí odolat velkým silám vznikajícím při přistání, zejména pak mechanismus zachytávání lana musí být dostatečně silný.
 - Konstrukce držící lano musí spolehlivě pohltit energii letícího stroje.
 - Pro přistání je potřeba velká přesnost operátora nebo velmi přesný navigační systém.
 - Zachytná konstrukce představuje další položku, kterou je potřeba zahrnout do transportu + čas na její sestavení.



Obr. 35: ScanEagle (USA), letoun ve spolupráci se systémem FLARES, který letoun vynáší do vzduchu a následně drží lano, o které se stroj zachytí [41]



Obr. 36: RQ-21 Blackjack (USA), po zachycení lana na zařízení zvaném SkyHook umístěném na palubě lodi [42]

4.3.3 Zachycení během letu jiným pohybujícím se zařízením

Jedná se o méně rozšířenou metodu, pomalu ale získává na důležitosti hlavně v oblasti tzv. odchytu dronů, které se pohybují bez povolení, v zakázaných oblastech apod. [43] Může být použita i jako nouzová metoda pro zachycení letounu s poruchou přistávacího systému. Pokud je stroj zachycen během letu nebo při sestupu na padáku, například vrtulníkem, můžeme hovořit o tzv. MARS. Ta se však používá jen zřídka a pouze pro stroje větších rozměrů a hmotností. [17]

- Výhody: + Bezpilotní prostředek nemusí mít vlastní přistávací systém.
 + Při správném provedení nehrozí riziko poškození neseného vybavení.
- Nevýhody: - Metoda je náročná na provedení, hlavně na koordinaci pohybů
 bezpilotního a zachytného stroje.
 - MARS metoda je finančně velmi nákladná.
 - Závislost nejen na povětrnostních podmínkách ale také na denní
 době (potřeba dobré viditelnosti).
 - Všechny způsoby provedení vyžadují velké a otevřené prostory.



Obr. 37: AQM-34 Ryan Firebee (USA), MARS metoda během které je UAV zachyceno vrtulníkem při svém sestupu na padáku [44]



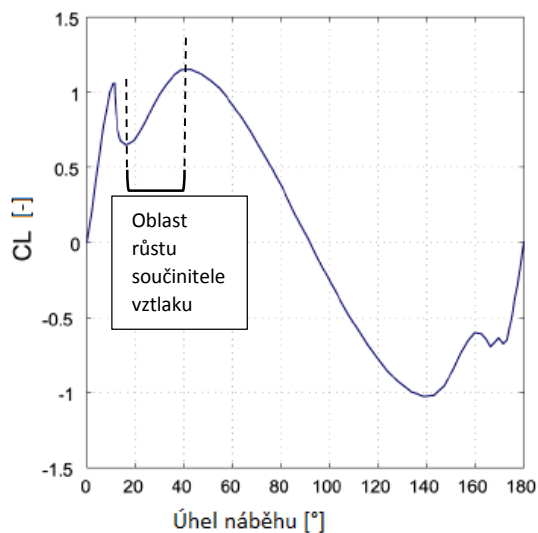
Obr. 38: Japonský policejní dron opatřený sítí k odchytu podezřelých dronů [45]



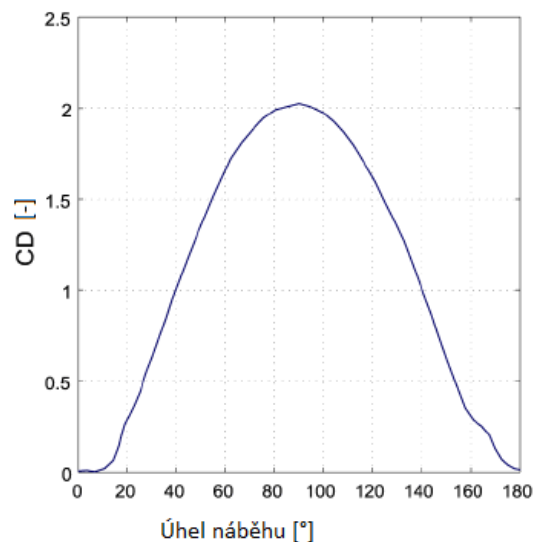
Obr. 39: Penguin B UAV (LV), German Aerospace Center předvádí způsob autonomního přistání dronu na pohybující se vozidlo [46]

4.4 Nadkritický úhel náběhu

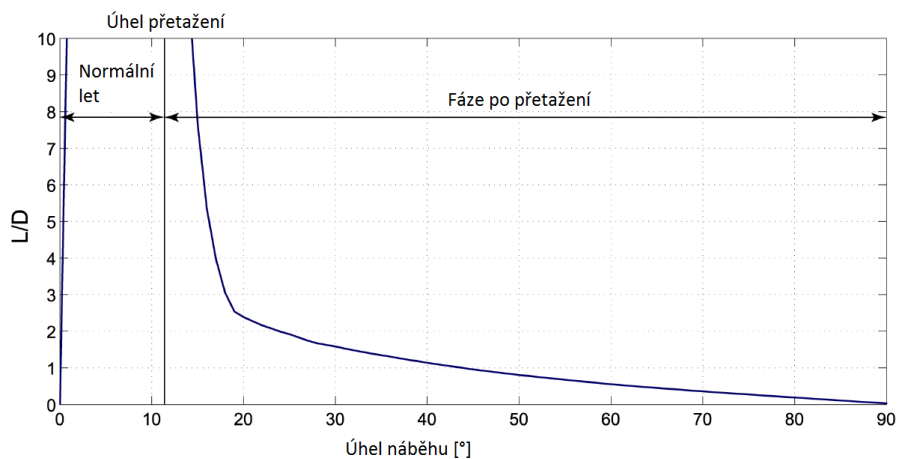
Do této skupiny lze zařadit ty metody přistání, jež využívají řízeného přetažení nebo úmyslně narušeného proudění. V oblasti bezpilotních prostředků se jedná o potencionálně zajímavou metodu, jejíž hlavní výhoda spočívá v minimálních nárocích na přizpůsobení konstrukce stroje a rozměry přistávací plochy, které takto mohou mít pouze minimální rozměry.



Obr. 40: Graf závislosti součinitele vzlaku na úhlu náběhu pro profil NACA0012 s vyznačenou oblastí, ve které dojde k opětovnému růstu součinitele vzlaku [47]



Obr. 41: Graf závislosti součinitele odporu na úhlu náběhu pro profil NACA0012 [47]

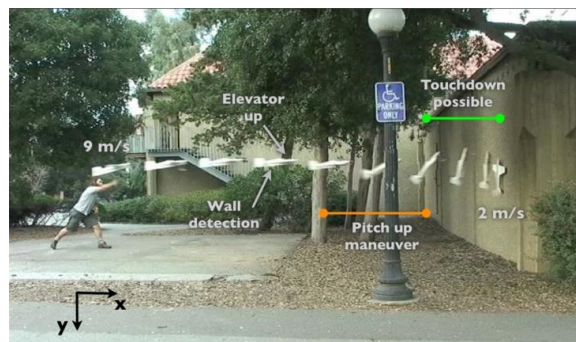


Obr. 42: Graf závislosti poměru vzlaku k odporu na úhlu náběhu pro profil NACA0012 [47]

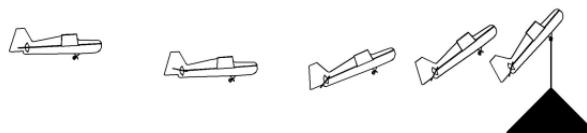
4.4.1 Perching

Perching z anglického slova perch = usadit se, ptačí bidýlko. Tento způsob, jenž je stále ve stádiu vývoje a není moc rozšířen mezi používanými drony, vychází z inspirace v přírodě, konkrétně od způsobu přistávání využívaného ptáky. Jedná se o manévr, při kterém pták začne nejprve klesat, následně velmi rychle přejde do prudkého stoupání, čímž spolu s širokým roztažením a natočením křídel a ocasu ztratí svoji kinetickou energii a zároveň dojde k narušení proudění vzduchu přes křídla. Tím zredukuje svoji rychlost na téměř nulovou hodnotu a následně pouze dosedne na vyhlédnuté místo (drát elektrického vedení, větev). [48] Tento způsob se začal více rozvíjet až s nástupem UAV zařízení, která nejsou limitována schopnostmi člověka na palubě, jsou lehčí a mohou poskytovat lepší poměr výkon-hmotnost.

- Výhody:
- + Velmi rychlý manévr, který šetří energii letounu.
 - + Při správném provedení stačí velmi malá plocha pro samotné usazení letounu.
 - + Manévr lze upravit, aby při vhodně zvoleném pohonu (dostatek výkonu) byl stroj schopen tzv. „viset za vrtulí“.
- Nevýhody:
- Velmi složitý pohyb, během něhož operátor téměř ztrácí kontrolu nad strojem.
 - Samotná metoda je ručně velmi náročná na provedení a programování řídicího softwaru je složité a zdlouhavé.
 - Vhodné pouze pro letouny malé váhové kategorie s pevným křídlem.



Obr. 43: Perching předvedený na bezmotorovém modelu se zachycením na svislou stěnu [49]

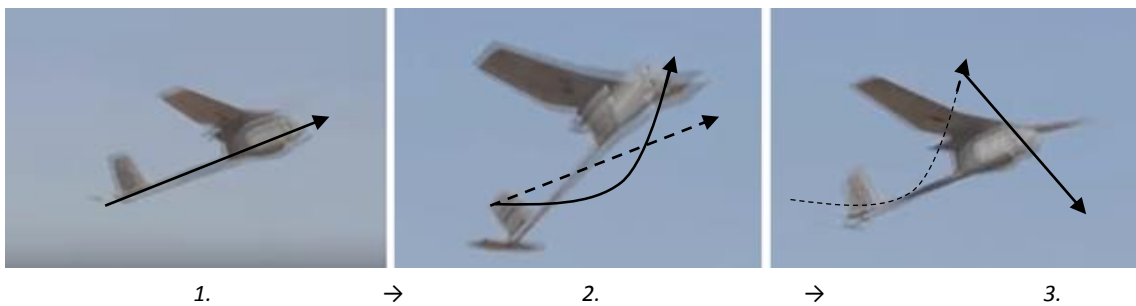


Obr. 44: Znárodnění trajektorie kluzáku provádějící Perching [48]

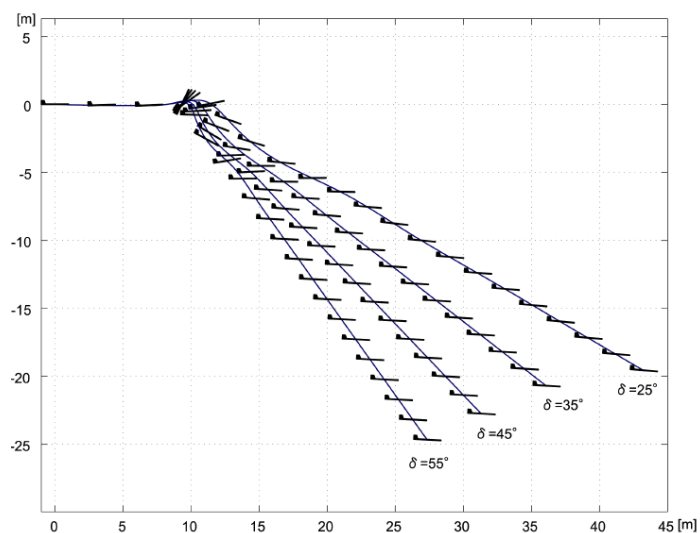
4.4.2 Kontrolovaný pád

Metoda vhodná pouze pro menší a lehčí letouny. Jejím principem je sestup letounu po velmi strmé trajektorii. Toho je dosaženo impulzem (vykopnutím) vodorovné ocasní plochy, který uvede letoun na velmi vysoký úhel náběhu. Díky tomu dojde ke snížení rychlosti a ke ztrátě vzlaku na křídlech. [47] Stroj pak klesá s minimální dopřednou rychlostí a jeho vertikální rychlost je udržována v přijatelných mezích plochou křídel a trupu, které vytvářejí v dané poloze maximální odpor.

- Výhody:
- + Poměrně snadný manévr, při kterém lze s letounem přistát na malé ploše.
 - + Přistání lze provést ručně i v autonomním režimu.
 - + Absence jak podvozku, tak přistávacího systému zvyšuje užitečné zatížení.
- Nevýhody:
- Vhodné pouze pro malé a lehké letouny.
 - Nesené vybavení může být poškozeno při dopadu (relativně vyšší rychlost oproti ostatním metodám).



Obr. 45: RQ-11 Raven (USA), při manévru kdy přechází z vodorovného letu do strmého sestupu (plná šipka znázorňuje směr hlavního pohybu letounu) [50]



Obr. 46: Počítačová simulace trajektorie letounu v závislosti na úhlu δ , do kterého je natočena vodorovná ocasní plocha letounu [47]

5 Závěr

V této práci byly shrnuty nejčastěji používané metody přistávání bezpilotních prostředků. Pro požadované schopnosti stroje si lze, za pomoci zde uvedených informací, udělat základní představu o tom, jaký způsob návratu pro navrhovaný letoun zvolit.

Je-li cílem postavit letoun, který bude spadat do vyšší váhové kategorie, pak pro něj bude nejvhodnější, pokud to ostatní parametry dovolí, zvolit klasický kolový podvozek. V závislosti na dalších parametrech pak bude určeno, zdali to bude podvozek pevný nebo zatahovací a jaká bude jeho odolnost. V situaci, kdy je zapotřebí maximalizovat podíl užitečného zatížení na celkové váze letounu, může s ohledem na nesený náklad posloužit některá z metod nevyžadujících podvozek, které na úkor snížení bezpečnosti navyšují přepravní kapacitu letounu. V omezených prostorech nebo jinak geograficky nevhodných lokalitách se složitým terénem se jeví jako nejvhodnější volba vertikálního přistání. O tom, zda použít řízené či neřízené přistání opět rozhodnou i ostatní preference provozovatele a konstruktéra, jako například požadavky na obsluhu, finanční náročnost a ochranu nákladu. Bude-li stroj provozován například z paluby lodi, bude nejbezpečnějším řešením pro návrat jeho zachycení v letu a to buď do sítě, nebo lanem. Oboje poskytuje jistotu bezpečného návratu letounu a rovněž zvyšuje kapacitu stroje díky absenci podvozku. Pokud návrh spíše k malé a lehké podobě celého zařízení, volba bude směřovat například k použití některé z metod založených na kritickém úhlu náběhu, které se vyznačují minimálním ovlivněním konstrukce stroje.

S pokračujícím vývojem v oblasti výpočetní techniky a zkušenostmi leteckých konstruktérů lze jistě očekávat rostoucí automatizaci nejen při samotném letu bezpilotního prostředku, ale také při jeho vypouštění a návratu zpět. Rovněž můžeme očekávat příchod nových postupů a vznik dalších kategorií v segmentu bezpilotního letectví a s nimi nových metod přistávání, které zde ještě nebyly uvedeny.

6 Zdroje

- [1] AUSTIN, R. *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. Chippenham: John Wiley & Sons Ltd, 2010. ISBN 9780470058190.
- [2] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION. *Unmanned aircraft systems (UAS)*. Montréal: International Civil Aviation Organization, 2011. ISBN 9789292317515.
- [3] TAYLOR, J. W. R. *Jane's pocket book of remotely piloted vehicles: robot aircraft today*. New York: Collier Books, 1977. ISBN 002080640X.
- [4] *The UAV* [online]. [cit. 16.2.2016]. Dostupné z: <http://www.theuav.com/>
- [5] ERIKSSON, M. Introduction. In: Marcus ERIKSSON, Patrick RINGMAN. *Launch and recovery systems for unmanned vehicles onboard ships* [online]. 10.4.2013 [cit. 22.6.2016]. Dostupné z: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:783979/FULLTEXT01.pdf>
- [6] SOUŠEK, T. Bezpilotní letadla ve společném vzdušném prostoru. *Letectví+Kosmonautika*, duben 2015, roč. 91, č. 4, s. 58-61. ISSN 00241156.
- [7] ČESKO. *Doplňěk X leteckého předpisu L2 – Pravidla létání* [online]. 2012. [cit. 16.2.2016]. Dostupné z: <http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-2/data/effective/doplX.pdf>
- [8] HOWARD, L. *Expert Pointers for Better Fixed-Wing UAV Designs* [online]. 2013. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <https://www.micropilot.com/pdf/fixed-wing-uav-designs.pdf>
- [9] *Aircraft Landing Gear Systems* [online]. Federal Aviation Administration. 2012. [cit.18.2.2016]. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_Ch13.pdf
- [10] MQ-1 Predator. In: *NY Daily News* [online]. 2016. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://www.nydailynews.com/news/national/new-book-details-military-predator-drone-article-1.1930867>
- [11] RQ-7B Shadow 200. In: *Olive-drab* [online]. 12.10.2011. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: http://olive-drab.com/idphoto/id_photos_uav_rq7.php
- [12] KELLER, L. Principy letu. In: Ladislav KELLER, Petr DVOŘÁK, Martin GROTZ, Radoslav HAVELKA a Tomáš JANÍČEK. *Učebnice pilota*. Cheb: Svět křídel, 2013. Kapitola 1, s. 21-209. ISBN 9788087567265.
- [13] DANĚK, V. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 9788072046591.
- [14] Talon 240. In: *Omnitru* [online]. 2013. [cit. 20.2.2016]. Dostupné z: <http://www.omnitru.com/products/unmanned-systems/talon-240/>
- [15] The Arcturus UAV T-20. In: *Arcturus UAV* [online]. 2015. [cit. 20.2.2016]. Dostupné z: <http://arcturus-uav.com/product/t-20>
- [16] Keeping Track of the Drones. In: *Time* [online]. 1.3.2012. [cit. 22.4.2016]. Dostupné z: <http://nation.time.com/2012/03/01/4-keeping-track-of-the-drones/>
- [17] CROWTHER, W. J. Post Stall Landing for Field Retrieval of UAVs [online]. 1999. [cit.20.2.2016]. Dostupné z: <https://www.escholar.manchester.ac.uk/api/datastream?publicationPid=uk-ac-man-scw:2e1132&datastreamId=FULL-TEXT.PDF>
- [18] Super Bat DA-50 UAV. In: *MartinUAV* [online]. 2016. [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: <http://martinuav.com/uav-products/super-bat-da-50/>
- [19] Shahed 123. In: *Bellingcat* [online]. 28.1.2016. [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: <https://www.bellingcat.com/news/mena/2016/01/28/syria-new-iranian-drone/>

- [20] Boeing Phantom Eye. In: *Boeing* [online]. 6.1.2014. [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/features/2014/01/corp_phantom_eye3_630x354.jpg
- [21] *Fixed Wing Versus Rotary Wing For UAV Mapping Applications* [online]. QuestUAV. Duben 2015. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.questuav.com/news/fixed-wing-versus-rotary-wing-for-uav-mapping-applications>
- [22] The GL-10 prototype takes off in hover mode like a helicopter. In: *NASA* [online]. 30.4.2015. [cit.21.2.2016]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/gl10-hover-02.jpg>
- [23] MQ-8B conducts test flight. In: *Naval Air Systems Command* [online]. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.navair.navy.mil/index.cfm?fuseaction=home.displayPlatform&key=FC73E9FF-B28A-43FF-A8B8-FOA05248DF98>
- [24] Mini Panther. In: *Israel Aerospace Industries* [online]. 2002. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.iai.co.il/2013/36663-45993-en/Groups.aspx>
- [25] DJI Spreading Wings S800. In: *Singapore Hobby Supplies* [online]. 2015. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.singahobby.com/?q=node/31019>
- [26] Krossblade Aerospace Skyproowler VTOL UAV. In: *Krossblade* [online]. 2016. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://mikesouts.com/wp-content/uploads/2015/02/Krossblade-Aerospace-Skyproowler-VTOL-UAV-image-1.jpg>
- [27] SkyTote. In: *Directory of U.S. Military Rockets and Missiles* [online]. 2006. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/skytote.html>
- [28] Orbiter Mini UAV. In: *Israeli-Weapons* [online]. [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/orbiter/Orbiter.html>
- [29] CL-289 Reconnaissance UAV. In: *Army-technology* [online]. 2016. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://www.army-technology.com/projects/cl289/cl2894.html>
- [30] Bezpilotní prostředek SOJKA. In: *ATMonline* [online]. 16.7.2005. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://www.atmonline.cz/obr/sojka/ipage00014.htm>
- [31] PEJCHAR, J. *Návrh záchranného systému pro malý bezpilotní letoun*. Brno: VUT 2011. Diplomová práce, VUT, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav.
- [32] KNACKE, T. W. *Parachute recovery systems: design manual*. Santa Barbara, CA: Para Pub., 1992. ISBN 0915516853.
- [33] GERIG, N. *Parachute Recovery Systems for Unmanned Aerial Vehicles* [online]. 2009 [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: http://students.asl.ethz.ch/upl_pdf/169-report.pdf
- [34] FREYMANN, E. Raven UAV Landing [video]. *Youtube* [online]. 26.3.2008. [cit. 22.4.2016]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=HDXoVf1p1b0>
- [35] A SpyLite mini UAV being recovered by a parachute. In: *Airforce-technology* [online]. 2016 [cit. 21.2.2016]. Dostupné z: <http://www.airforce-technology.com/projects/spylite-mini-uav-system/spylite-mini-uav-system3.html>
- [36] Mirach 100/5 – Airbag. In: *Recovery Systems (Missiles / UAV /Space Vehicles)* [online]. AeroSekur. [cit. 22.6.2016]. Dostupné z: <http://www.aero-sekur.com/parachutes/docs/RecoverySystems.pdf>
- [37] BROWNING, A. C. *A Theoretical Approach To Air Bag Shock Absorber Design* [online]. 1964. [cit. 7.4.2016]. Dostupné z: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/arc/cp/0751.pdf>
- [38] EMT Luna X-2000. In: *Hottest Hardware News* [online]. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://hothardnews.com/2015/11/05/the-federal-bureau-of-prisons-the-u-s-wants-to-have-protection-systems-against-drones/>

- [39] Orbiter 2 Mini UAS recovers during at-sea testing in 2012. In: *NavalDrones* [online]. 2012. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://www.navaldrones.com/Orbiter.html>
- [40] SOUŠEK, T. ScanEagle je ve výzbroji AČR. *Letectví+Kosmonautika*, červenec 2015, roč. 91, č. 7, s. 54-58. ISSN 00241156
- [41] ATHERTON, D. Kelsey. Quadcopter launches ScanEagle drones from its belly, catches them in mid-air. [online]. *Popular Science*, 2015. [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: <http://www.popsci.com/new-quadcopter-launches-drones-from-its-belly-catches-them-in-mid-air>
- [42] Sailors recover a RQ-21A Small Tactical Unmanned Air System (STUAS). In: *Wikipedia* [online]. 24.1.2016. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Insitu_RQ-21_Blackjack#/media/File:RQ-21A_Small_Tactical_Unmanned_Air_System_\(STUAS\).jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Insitu_RQ-21_Blackjack#/media/File:RQ-21A_Small_Tactical_Unmanned_Air_System_(STUAS).jpg)
- [43] SOUŠEK, T. Jak se bránit před drony?. *Letectví+Kosmonautika*, srpen 2015. roč. 91, č. 8, s. 76-77. ISSN 00241156
- [44] CH-3 Mid-Air Retrieval (MARS) version with AQM-34 drone from 432nd Tactical Drone Group. In: *USAF Helicopter Pilot Association* [online]. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://usafhpa.org/432drone/drone.htm>
- [45] Tokyo Police drone. In: *Daily Mail Online* [online]. 11.12.2015. [cit. 18.2.2015]. Dostupné z: <http://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article-3356746/How-catch-drone-BIGGER-drone-giant-net-Tokyo-police-reveal-bizarre-UAV-catcher.html>
- [46] Landing on moving car. In: *Popular Mechanics* [online]. 20.1.2016. [cit. 18.2.2016]. Dostupné z: <http://www.popularmechanics.com/flight/drones/news/a19041/watch-a-drone-land-itself-on-a-speeding-car/>
- [47] TANIGUCHI, H. Analysis of deepstall landing for UAV [online]. [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/408.PDF
- [48] MOORE, Joseph, Rick CORY a Russ TEDRAKE. *Robust Post-Stall Perching with a Simple Fixed-Wing Glider using LQR-Trees* [online]. 2014 [cit. 25.2.2016]. Dostupné z: http://groups.csail.mit.edu/robotics-center/public_papers/Moore14a.pdf
- [49] A very basic glider, manually thrown and controlled. In: *Biomimetics & Dexterous Manipulation Laboratory* [online]. 18.1.2016. [cit.25.2.2016]. Dostupné z: <http://bdml.stanford.edu/Main/PerchingHome>
- [50] SYMONDS, D. RQ-11 Raven UAV Drone - Hand Thrown Launch & Break-apart Landing [video]. Youtube [online]. 9.5.2013. [cit. 22.4.2016]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=8RMB9WMdG6g>