

ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI  
FAKULTA STROJNÍ

Studijní program: N2301                      Strojní inženýrství  
Studijní obor: 2301T001                      Dopravní a manipulační technika

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

UAV letoun

Autor:                      **Bc. Michal TRYLČ**

Vedoucí práce:        **Ing. Jiří BARTÁK**

Akademický rok 2012/2013

## ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Bc. Michal TRYLČ**  
Osobní číslo: **S11N0016P**  
Studijní program: **N2301 Strojní inženýrství**  
Studijní obor: **Dopravní a manipulační technika**  
Název tématu: **UAV letoun**  
Zadávací katedra: **Katedra konstruování strojů**

### Z á s a d y p r o v y p r a c o v á n í :

Základní požadavky:

Proveďte rešerši UAV letounů. Navrhněte vybraný typ UAV letounu s ohledem na maximální skladnost pro přepravu. Součástí DP budou základní pevnostní výpočty a výkresová dokumentace. V případě možnosti proveďte testování UAV.

Základní technické údaje:

Technické parametry jsou uvedeny v příloze zadání.

Osnova diplomové práce:

1. Vypracování rešerše stávající techniky UAV letounů
2. Specifikace požadavků
3. Návrh konstrukce vybraného typu UAV
4. Testování UAV
5. Vyhodnocení navrženého řešení

Rozsah grafických prací: **dle potřeby**  
Rozsah pracovní zprávy: **50-70 stran A4**  
Forma zpracování diplomové práce: **tištěná/elektronická**  
Seznam odborné literatury:

**KELLER, L., MEČIAR, M., STANĚK, M.** *Učebnice pilota 2006.* Praha: Svět křídel, 2006

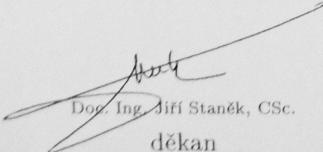
**BROŽ, V., DANĚK, V., FILAKOVSKÝ, K.** *Základy aerodynamikademické naladatelství CERMky.* Brno: Akademické naladatelství CERM, 2003

**DRAXLER, K., JIRÁČEK, V., KULČÁK, L., NĚMEC, V., SLAVÍK, S., TEICHL, J.** *Aerodynamika, konstrukce a systémy letounů.* Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2004

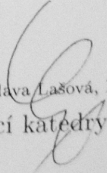
**NEŠTRÁK, D., PIL'A, J.** *Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků.* Brno: Akademické naladatelství CERM, 2006

**VALAVANIS, P., K.** *Advances in unmanned aerial vehicles.* Dordrecht: Springer, 2007

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Jiří Barták**  
KKS  
Konzultant diplomové práce: **Ing. Petr Barták**  
Katedra konstruování strojů  
Datum zadání diplomové práce: **24. září 2012**  
Termín odevzdání diplomové práce: **24. května 2013**

  
Doc. Ing. Jiří Staněk, CSc.  
děkan



  
Doc. Ing. Václava Lašová, Ph.D.  
vedoucí katedry

V Plzni dne 24. září 2012

## **Prohlášení o autorství**

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci, zpracovanou na závěr studia na Fakultě strojní Západočeské univerzity v Plzni.

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně, s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu, který je součástí této diplomové práce.

V Plzni dne: .....

.....  
podpis autora

## ANOTAČNÍ LIST DIPLOMOVÉ PRÁCE

<b>AUTOR</b>	<b>Příjmení</b> Bc. Trylč	<b>Jméno</b> Michal	
<b>STUDIJNÍ OBOR</b>	2301T001 „Dopravní a manipulační technika“		
<b>VEDOUcí PRÁCE</b>	<b>Příjmení (včetně titulů)</b> Ing. Barták	<b>Jméno</b> Jiří	
<b>PRACOVIŠTĚ</b>	ZČU - FST - KKS		
<b>DRUH PRÁCE</b>	<b>DIPLOMOVÁ</b>	<b>BAKALÁŘSKÁ</b>	<b>Nehodící se škrtněte</b>
<b>NÁZEV PRÁCE</b>	UAV letoun		

<b>FAKULTA</b>	strojní	<b>KATEDRA</b>	KKS	<b>ROK ODEVZD.</b>	2013
----------------	---------	----------------	-----	--------------------	------

### POČET STRAN (A4 a ekvivalentů A4)

<b>CELKEM</b>	118	<b>TEXTOVÁ ČÁST</b>	77	<b>GRAFICKÁ ČÁST</b>	41
---------------	-----	---------------------	----	----------------------	----

<b>STRUČNÝ POPIS (MAX 10 ŘÁDEK)</b> <b>ZAMĚŘENÍ, TÉMA, CÍL POZNATKY A PŘÍNOSY</b>	Náplní diplomové práce je provést rešerši bezpilotních letounů. Práce obsahuje dělení BPL dle několika kritérií, seznámení se s platnou legislativou v ČR, základní principy letu multicopter, testování vybraných pohonných jednotek a vlastní návrh multicoptery dle zadání od zadavatele.
<b>KLÍČOVÁ SLOVA</b> <b>ZPRAVIDLA JEDNOSLOVNÉ POJMY, KTERÉ VYSTIHUJÍ PODSTATU PRÁCE</b>	Bezpilotní letouny, principy letu multicopter, CAD, test pohonných jednotek

## SUMMARY OF DIPLOMA SHEET

<b>AUTHOR</b>	Surname Bc. Trylč	Name Michal	
<b>FIELD OF STUDY</b>	2301T001 “Transport Vehicles and Handling Machinery“		
<b>SUPERVISOR</b>	Surname (Inclusive of Degrees) Ing. Barták	Name Jiří	
<b>INSTITUTION</b>	ZČU - FST - KKS		
<b>TYPE OF WORK</b>	<b>DIPLOMA</b>	<b>BACHELOR</b>	<b>Delete when not applicable</b>
<b>TITLE OF THE WORK</b>	UAV aircraft		

<b>FACULTY</b>	Mechanical Engineering	<b>DEPARTMENT</b>	Machine Design	<b>SUBMITTED IN</b>	2013
----------------	---------------------------	-------------------	-------------------	---------------------	------

### NUMBER OF PAGES (A4 and eq. A4)

<b>TOTALLY</b>	118	<b>TEXT PART</b>	77	<b>GRAPHICAL PART</b>	41
----------------	-----	------------------	----	-----------------------	----

<b>BRIEF DESCRIPTION TOPIC, GOAL, RESULTS AND CONTRIBUTIONS</b>	Content of the thesis is to research the unmanned aerial vehicles. Work includes the division of UAVs by to several criteria, explanation with current legislation the Czech Republic, fundamental principles of flight multicopter, testing of selected power units and own design Quadrocopter according to specification of authority.
<b>KEY WORDS</b>	UAVs, elemental principles of flight multicopters, CAD, testing of power units.

## **Poděkování**

Rád bych poděkoval zejména těmto lidem: Panu Ing. Jiřímu Bartákovi za odborné vedení diplomové práce. Panu Ing. Petru Bartákovi za konzultace praktické části diplomové práce a objektivní kritiku. Firmě SmartMorion s.r.o. za vytvoření výborných podmínek pro vypracování zadané diplomové práce a možnost odborné stáže.

## Předmluva

Myšlenkou využít letecké prostředky bez lidské posádky se člověk začal zabývat již u horkovzdušných balonů ke konci 19. století. Dalo by se říci, že bezpilotní letouny byly již v prvopočátcích letectví. Jak už tomu bývá u většiny techniky, hlavním „motorem“, jenž poháněl kupředu vývoj bezpilotních prostředků, byly válečné konflikty. Vždyť již v roce 1913 byla vyvíjena vzdušná torpéda s gyroskopickým řízením. Rozvoj bezpilotních letounů nastal během Druhé světové války. Bepilotní letouny se dále zdokonalovaly v období studené války. Nové možnosti jejich uplatnění nalézá člověk i dnes, a to i v civilním sektoru. Téměř po sto letech od dob, kdy bezpilotní prostředky spatřily světlo světa, se začínají hojně využívat v civilním sektoru. Toto využití bezpilotních prostředků můžeme rozdělit na dvě hlavní skupiny. Jako první bych rád zmínil rekreační a sportovní činnost. Mezi druhou skupinu můžeme zařadit letecké práce, výzkumnou činnost a v neposlední řadě uplatnění u složek IZS. Ovšem rozšíření bezpilotních prostředků s sebou nese i různá úskalí, jak ze strany legislativy, tak otázek filozofického charakteru, a témat obecně probíraných ve společnosti. V dnešní době lze jako příklad uvést téma humánnost nasazení bezpilotních letounů v armádě při bojových akcích. Však dle mého názoru je tato otázka mírně absurdní, obzvláště v dnešní době, kdy bojový pilot, a to jak běžných bitevních letounů, tak i bezpilotních prostředků, je schopen eliminovat pozemní cíle bez toho, aniž by je vizuálně spatřil.



## Obsah

1 Teoretická část.....	3
1.1 Zkratky použité v diplomové práci.....	3
1.2 Úvod.....	4
1.3 Anotace.....	4
1.4 Historie.....	5
1.5 Dělení.....	8
1.5.1 Dělení dle legislativy.....	9
1.5.2 Dělení dle pohonu.....	10
1.5.3 Dělení dle využití.....	11
1.5.4 Dělení dle principů letu.....	12
1.6 Legislativa.....	13
1.6.1 Definice .....	13
1.6.2 Souhrnná tabulka.....	13
1.6.3 Vysvětlení základních pojmů.....	14
1.6.4 Shrnutí poznatků z legislativy.....	14
1.7 Rešerše.....	15
1.7.1 Miss Morava.....	16
1.7.2 Penguin B.....	17
Draganflyer Tango.....	19
1.7.3 Draganflyer X4-ES.....	20
1.7.4 KOAX X-240.....	21
1.7.5 Microdrone MD4-200.....	23
1.7.6 MQ-1 Predator.....	24
1.7.7 MQ-9 Reaper.....	26
1.7.8 Sojka III.....	27
1.8 Principy letu.....	30
1.8.1 Vis, stoupání, klesání .....	30
1.8.2 Výpočet maximální rychlosti.....	32
1.8.3 Výpočet tahu jednotlivých motorů s vlivem excentricity.....	38
2 Praktická část.....	41
2.1 Specifikace požadavků.....	42
2.1.1 Varianty.....	42
2.2 Konstrukční řešení standu pro testování.....	44
2.2.1 Rozbor působících sil na standu.....	45
2.3 Testování UAV.....	46
2.3.1 Specifikace pohonné jednotky.....	46
2.3.2 Návrh testovacího cyklu.....	48
2.3.3 Tabulky naměřených hodnot.....	48
2.3.4 Grafické vyhodnocení měření.....	51
2.3.5 Shrnutí měření.....	56
2.4 Návrh konstrukce vybraného typu UAV.....	57
2.4.1 Analytický výpočet ramene.....	57
2.4.2 Vliv excentricity na využitelný tah pohonných jednotek.....	60
2.4.3 FEM analýza motorového lože .....	61
2.5 Gimbal.....	64

2.6	Vyhodnocení navrženého řešení.....	65
2.7	Technicko-ekonomické hodnocení.....	66
3	Závěr práce.....	67
4	Seznam použité literatury a softwaru.....	69
4.1	Použitý software.....	69
4.2	Knižní publikace.....	69
4.3	Publikace na internetu.....	69
4.4	Normy a směrnice.....	70
5	Seznam příloh.....	71
5.1	Přílohy vevázané.....	71
5.2	Přílohy volně ložené.....	71

# 1 Teoretická část

## 1.1 Zkratky použité v diplomové práci

**BPL** (bezpilotní letoun): ekvivalent anglického výrazu UAV

**FAA** (federal aviation administration): federální letecký úřad (USA)

**ft** (feet): stopy, jednotka délky v anglosaských zemích. 1 ft = 30,48 cm <sup>[11]</sup>

**gimbal**: zařízení, které umožňuje rotační pohyb kamery či fotoaparátu v prostoru.

**GPS** (global positioning system): družicový systém pro určování přesné polohy

**HALSOL** (High altitude solar): UAV na solární pohon letící ve vysokých nadmořských výškách

**IZS** (integrováný záchraný systém): hasiči, policie ČR, záchranná služba

**LČPVP** (letecká činnost pro vlastní potřebu): lety prováděné s UA k zajištění vlastní podnikatelské činnosti.

**LLC** (life-cycle costing): náklady po dobu životnosti výrobku

**LP** (letecké práce): činnost prováděná s UA za úplatu

**Ma** (Machovo číslo): poměrové číslo, které udává rychlost pohybu tělesa ku rychlosti zvuku

**MAV** (micro aerial vehicle): miniaturní bezpilotní letoun

**MiG** (Mikojan-Gurevič): Zkratka letounů ruské výroby

**MTOW** (maximum take off weight): maximální vzletová hmotnost

**PWM** (pulse width modulation): pulsně šířková modulace

**RC** (radion control): Rádiově řízené

**UA** (unmanned aircraft): bezpilotní letoun, dle směrnice CAA/S-SLS-010-n/2012

**UAS** (unmanned aircraft systém): bezpilotní systém

**UAV** (unmanned aerial vehicle): bezpilotní letoun, ekvivalent českého výrazu BPL

**ÚCL** (úřad pro civilní letectví): úřad podřízený ministerstvu dopravy ČR

## 1.2 Úvod

V diplomové práci jsem se zabýval problematikou bezpilotních letounů (UAV). Práce bych mohl rozdělit na dvě části, a to sice na teoretickou část a praktickou část. V teoretické části je provedena rešerše v dnešní době užívaných UAV, souhrn legislativy a s ní spojených základních pojmů platných v této době. Teoretickou částí jsem zakončil seznámením s nejzákladnějšími principy letu multikopter a s nimi spojenými předběžnými výpočty. Praktická část diplomové práce je zaměřena na vývoj nového UAV pro zadávající firmu SmartMotion s.r.o. V praktické části je obsažen návrh standu pro testování pohonných jednotek, testování a vyhodnocení pohonných jednotek, základní výpočty a vlastní konstrukční řešení multikoptery a gimbalu. Volně vložené přílohy pak obsahují výkresy grafické 3D vyobrazení navržené multikoptery.

## 1.3 Anotace

Cílem teoretické části práce je stručné popsání problematiky bezpilotních letounů a vyzdvižení základních pojmů legislativy BPL v ČR. V praktické části jsem se zaměřil na BPL nazývaný kvadroptera. Kde prvotním bodem je návrh a vyhotovení standu pro testování pohonu a vrtulí tohoto BPL. Dále jsem uskutečnil měření pomocí standu a vyhodnocení experimentálně získaných dat. V závěru praktické části využiji tato data pro základní návrh a pevnostní výpočet vybraných částí multikoptery.

## 1.4 Historie

Základy pro UAV letouny byly položeny ještě dříve, než vzlétlo první letadlo těžší než vzduch. Hlavním hnacím motorem vývoje bezpilotních prostředků byl, a je fakt, že v případě nasazení takového letounu v ozbrojeném konfliktu lze zabránit ztrátě živé posádky.

I když prvně zmíněný letoun nesplňuje kritéria pro označení UAV, myslím si, že je nutné ho uvést, neb se jednalo o první doloženou myšlenku použít letoun bez lidské posádky pro vojenské účely. 22. srpna roku 1849 zaútočili Rakušané pomocí horkovzdušných balónů naložených výbušninami na italské město Benátky. Část balónů byla vypuštěna z rakouské lodi Vulcano, ovšem díky rozdílným výškovým větrům nabraly některé balóny opačný směr, než byl plánovaný směr útoku. Balóny, jež se dostaly nad město, byly vypuštěny pomocí elektromagnetu. Elektromagnet byl ovládán na dálku přes izolovaný měděný drát a galvanický článek. Poté balón volně dopadl na zem a kontaktní rozbuška odpálila nálož. Tento systém je nazýván jako Rakouské balóny.

Během První světové války a krátce po se objevuje první bezpilotní letoun, který splňuje definici UAV. Roku 1916 vyvíjí A. M. Low rádiem řízený vzdušný terč, který měl být později používán pro útoky na vzducholodě. Krátce na to 12. září 1916 demonstrovalo Hewwit-Sperry automatické letadlo, let bez lidské posádky. Další využití tohoto letounu bylo plánováno jako vzdušné torpédo. K řízení byly použity gyroskopy, které vyvinul pan Elmer Sperry. Tento úspěch vedl armádu Spojených států amerických k tomu, aby projektu se vzdušnými torpédy dali zelenou. Úspěšný let vzdušného torpéda se uskutečnil v roce 1918, ale to se již blížil konec První světové války, a tudíž vzdušné torpédo již nestihlo být bojově nasazeno.

V meziválečném období vedly úspěchy UAV k vývoji rádiem řízených vzdušných terčů, a to sice v období 30tých let. Tímto vývojem se zabývaly Spojené státy americké a Británie. V druhé polovině 30tých let vznikl v Británii například rádiem řízený vzdušný terč nazývaný DH.82B Queen Bee, který byl odvozen od dvojplošníku De Havilland Tiger Moth. Zde někdy vznikl pojem drone (trubec), zkomolením pojmu queen bee (včelí královna). A od této doby je pro UAV používán též pojem drone.

Hned v počátcích Druhé světové války se pan Reginald Denny zaobíral myšlenkou výroby levného RC modelu, který by posloužil pro nácvik střelby protivzdušné obraně. Rc modely nebyly pro pana Dennyho ničím neznámým, v roce 1934 si ve Spojených státech amerických otevřel obchod s prvními hromadně vyráběnými RC modely. V roce 1940 Denny vyhrál armádní zakázku pro výrobu téměř 15 000 dronů.

Spojené státy americké vyvinuly dálkově řízené letouny B-17 a B-24, které byly plně naloženy výbušninou a sloužily k útokům na postavení německých základen V-1. Tyto letouny odstartovaly s lidskou posádkou ve složení pilot a co-pilot, která během letu vyskočila na padácích, a ve finální fázi letu, tedy útoku na cíl, byl letoun dálkově

řízen.

V roce 1942 provedl dron úspěšný útok pomocí torpéda na nepřátelský torpédoborec. Dron byl v době útoku vzdálen od řídicího letounu 20 mil.

Během studené války byly UAV hojně využívány a vyvíjeny. V polovině 50tých let použila armáda Spojených států amerických poprvé drona RB-71 k vojenské fotografické misi. V těchto letech také použily Spojené státy americké bezpilotní letoun ADM-20 Quail jako klamný cíl pro protivzdušnou obranu. ADM-20 byl nesen letounem B-52 Stratofortress. Koncem 50tých let vyvinula americká společnost Northrop UAV s označením Q-4, poháněný proudovým motorem s maximální rychlostí 2 Ma.

Droni se uplatnily také při jaderných testech. Přestavbou B-17 na UAV vznikly letouny pro sbírání dat o radioaktivitě při jaderných testech. K nasazení těchto B-17 došlo v atolu Bikini. Při testu došlo k poškození níže letících B-17 tlakovou vlnou. K podobným účelům byly přestaveny i letouny F6F Hellcat.

Nicméně úspěšné používání UAV vedlo k jejich rozšíření. To se projevilo jak vznikem mnoho typů bezpilotních letounů, tak i jejich rozmanitým nasazením. V 60tých a začátkem 70tých let využívaly Spojené státy americké UAV pro špionáž Severního Vietnamu, Číny a Severní Koree. K tomuto účelu byl vyvinut Lightning Bug (světluška) s velkým doletem. Využití UAV pro špionážní účely uspíšilo i sestřelení amerického letounu U-2 nad SSSR a zajetí jeho pilota. Z této doby je také potvrzeno 6 sestřelů průzkumných dronů MiGy Severovietnamského letectva.

Během Vietnamské války se ukázalo, že UAV jsou pro nasazení v boji velmi užitečné a v některých případech i nenahraditelné.

Mnoho UAV vzniklo i v Sovětském svazu, ale informační zdroje o těchto dronech se značně rozcházejí, některé materiály jsou do dnešní doby utajené.

V dnešní době disponují Spojené státy americké účinnou flotilou bojových UAV, se kterými je laická veřejnost na celém světě seznámena, obzvláště kvůli bojovému nasazení těchto prostředků ve válce v Afganistanu. Tyto bojové UAV jsou vybaveny veškerou dostupnou technologií používanou i u bojových letounů s lidskou posádkou. Ať se již jedná o prostředky pro rádio-elektronický boj, využití sdílení dat v reálném čase přes datalink, pro stavbu použité stealth technologie, či nesení řízených střel pro boj s pozemní technikou nepřítele. Širší použití moderních UAV se začíná objevovat u armády Spojených států amerických v roce 2001, a jejich použití je velmi urychleno válkou v Afganistanu. První nasazení RQ-1L Predator na Balkánském poloostrově bylo v roce 1995 v Iráku.

Další pole působnosti pro UAV je použití tzv. MAV, miniaturních bezpilotních letounů. Jedná se o UAV, které je schopno si s sebou nést pěší vojsko jako součást výstroje.

V 80tých letech 20 století se začíná rozvíjet myšlenka UAV s dlouho dobou letů, kterou má umožnit použití fotovoltaiických článků. Takový letoun musí být velmi lehké stavby, aby i spotřeba energie elektromotorů určených pro pohon byla co

nejnižší. Lehká stavba takového UAV otvírá pole působnosti pro využití nejmodernějších materiálů. Výsledný letoun této koncepce měl být schopný přes den nabít záložní zdroje energie, které by poháněly elektromotor při letu v noci. Takovýto letoun by mohl létat teoreticky nepřetržitě dlouho, tedy do doby, než by byla nutná údržba. Koncept je označován jako HALSOL a vznikl v roce 1983. První let UAV projektu HALSOL se uskutečnil v červnu roku 1983. Ke stavbě tohoto prototypu byly využity uhlíkové kompozity, polystyren, jedlové dřevo a další materiály. Konstrukce letounu byla lehká, a přesto pevná. Utajené letové testy proběhly v létě roku 1983 v Nevadě. Ovšem došlo se k závěru, že technika ještě není tak vyspělá aby HALSOL reálně fungoval, a byl odsunut do ústraní do doby, než dojde k technickému pokroku zejména v elektrotechnice.



Obr. 1: Bezpilotní letoun projektu HALSOL.<sup>[9]</sup>

21. srpna 1998 přeletěl Atlantický oceán UAV pojmenovaný Laima. Doba letu byla 26 hodin a 45minut. Start se uskutečnil 20. srpna v 9:59 UTC z letiště Bell Island v Kanadě. Vzlet letounu byl proveden manuálně z rampy umístěné na vozidle, a poté přešel do autonomního režimu letu. Let proběhl ve výšce 5 511 ft. Laima přistála opět manuálně ve Skotsku na ostrově Hebrides. Tento let ukázal možnost monitorovat meteorologické podmínky nad Atlantickým oceánem a jejich odesílání v reálném čase přes satelit. Tento monitoring by mohl být velmi užitečný, nejvíce pro předpověď počasí na pobřežích Spojených států amerických, neboť síť meteorologických stanic v Atlantickém oceánu je velmi řídká.



Obr. 2: UAV Laima v muzeu letectví.<sup>[10]</sup>

Spojené státy americké využívají neozbrojené UAV MQ-9 pro kontrolu svých hranic s Mexikem, za účelem snížení přílivu ilegálních přistěhovalců a obchodu s narkotiky. Na těchto hranicích pomohlo nasazení UAV během 6ti měsíců odhalit pohyb 2000 ilegálních přistěhovalců a několik tun narkotik. 20. března 2007 pomohly UAV letouny k odhalení a zadržení zločince mexické národnosti Aparicio Lopeze.

18. května 2006 vydala FAA povolení pro UAV MQ-1 a MQ-9 k letům v civilním vzdušném prostoru za účelem pátrání a záchrany osob při živelných katastrofách. Infrakamery na letounech MQ-1 a MQ-9 dokáží najít tepelnou stopu lidského těla i z výšky 10 000 ft. Další využití těchto letounů je při monitorování kalamitních stavů a rozsáhlých požárů.

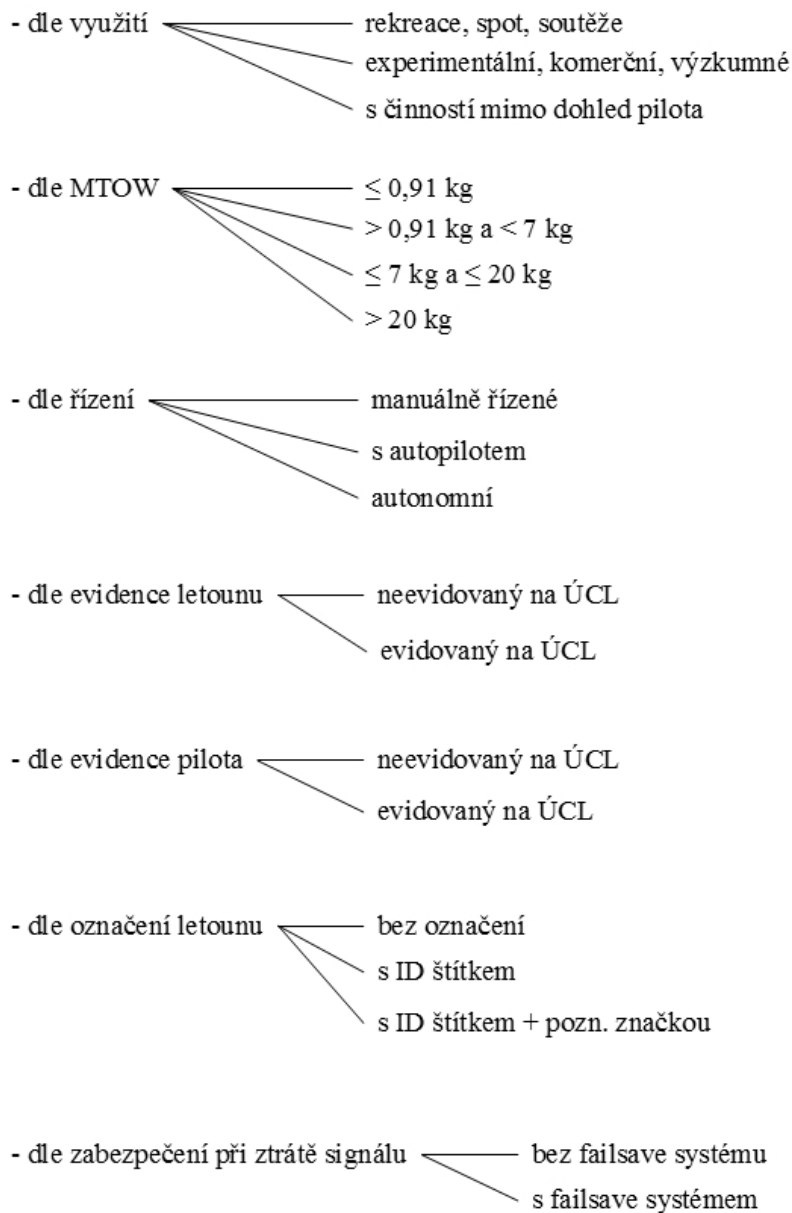
V dnešních dnech jsou UAV čím dál tím více využívány a stávají se nedílnou součástí lidské činnosti, a to nejen ve vojenském sektoru, ale i v sektoru civilním. Nižší pořizovací náklady elektroniky a potřeba monitoringu ze vzduchu nahrává širšímu a masovému využití UAV v budoucnosti.

## 1.5 Dělení

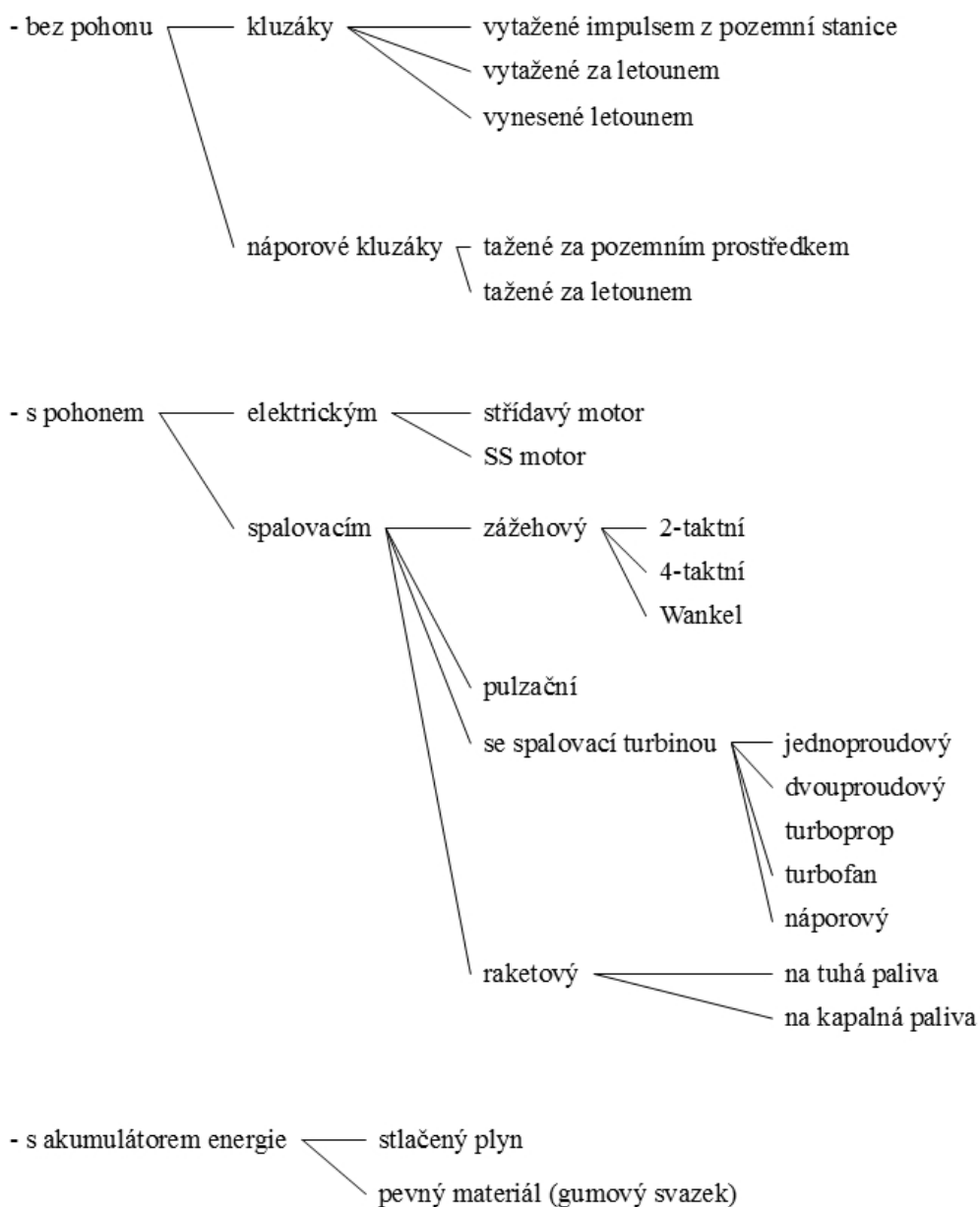
Dělení UAV je provedeno do čtyř logických celků. Lze UAV dělit do libovolných celků, v těchto čtyřech následujících je zohledněna přehlednost a logičnost. Dělení dle legislativy je provedeno podle platné legislativy v České republice dle dodatku X v předpisu L2. U dělení dle pohonu jsou zahrnuty akumulátory energie, které najdou uplatnění spíše než v profesionálně řešených UAV, především u modelů pro rekreační činnost.



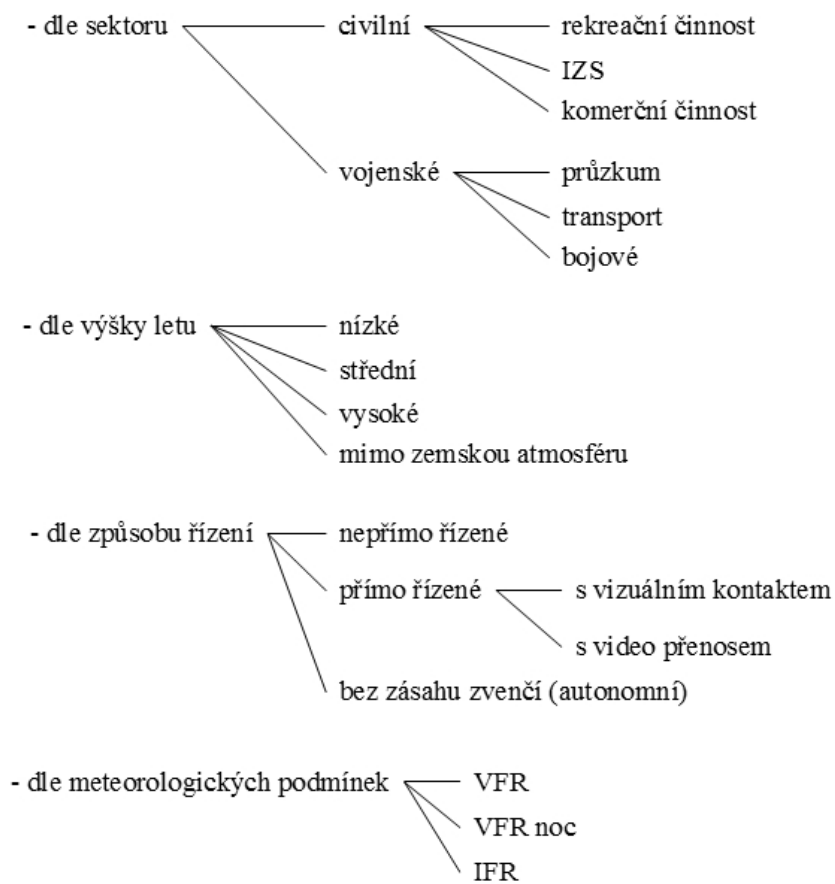
### 1.5.1 Dělení dle legislativy



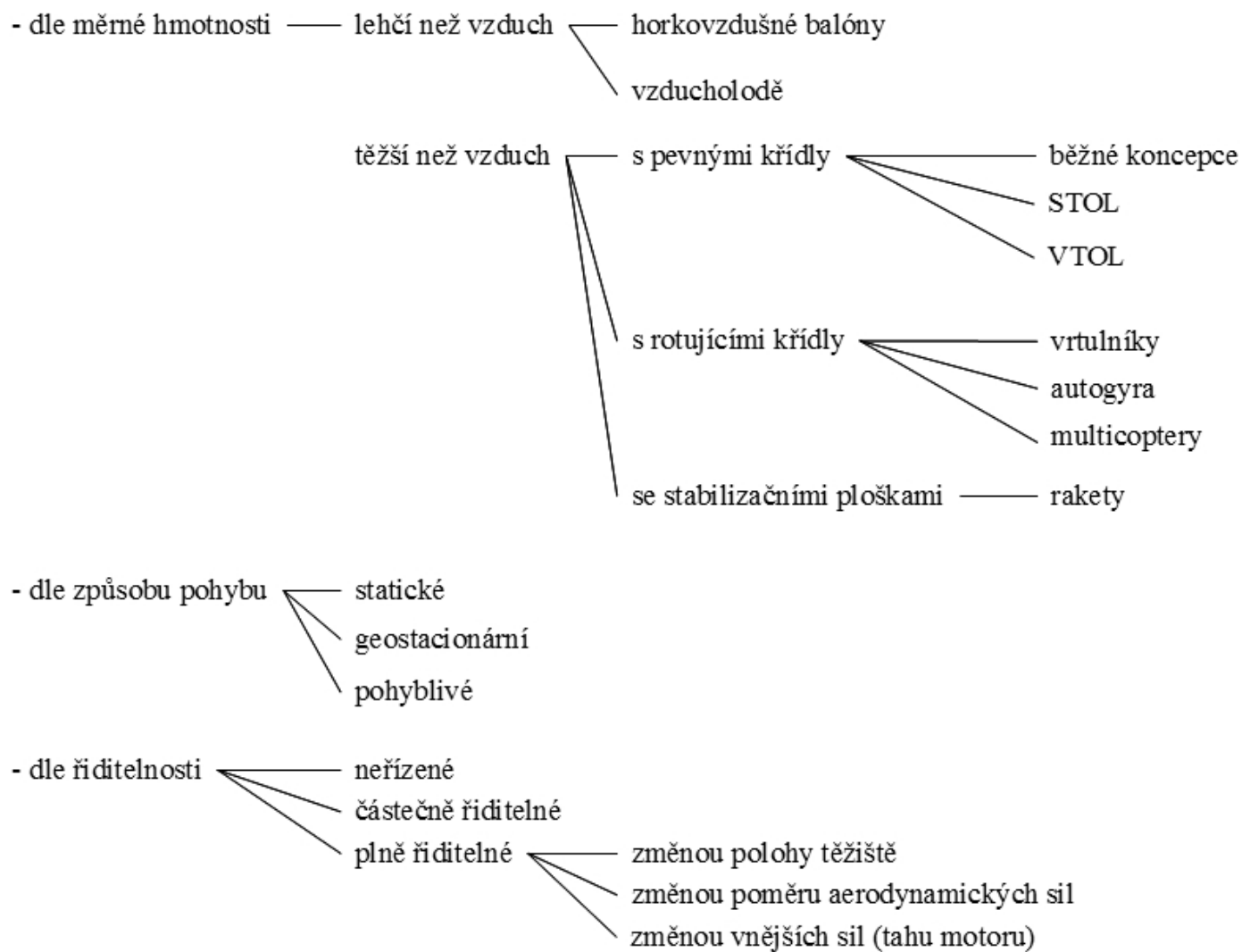
## 1.5.2 Dělení dle pohonu



### 1.5.3 Dělení dle využití



## 1.5.4 Dělení dle principů letu



## 1.6 Legislativa

V této části se zabývám pouze platnou legislativou týkající se bezpilotních letounů na území ČR. Údaje jsou čerpány ze dvou oficiálních dokumentů. Předpis L2 – doplněk X a směrnice CAA/S-SLS-010-n/2012 zveřejněná Úřadem pro civilní letectví.

### 1.6.1 Definice

Letadlo: „Zařízení schopné létat v atmosféře nezávisle na zemském povrchu, nést na palubě osoby, nebo jiný náklad, je schopné bezpečného vzletu a přistání a je alespoň částečně říditelné“<sup>[25]</sup>

Autonomní letadlo: „Bespilotní letadlo, které neumožňuje zásah pilota do řízení letu.“<sup>[7]</sup>

Bespilotní letadlo (UA): „Letadlo určené k provozu bez pilota na palubě“<sup>[7]</sup> V kontextu s legislativou používanou v ČR se jedná o veškerá bezpilotní letadla, kromě modelů s MTOW nepřesahující 20kg.

Bespilotní systém (UAS): „Systém skládající se z bezpilotního letadla, řídicí stanice a jakéhokoliv dalšího prvku nezbytného k umožnění letu, jako například komunikačního spojení a zařízení pro vypouštění a návrat. Bepilotních letadel, řídicích stanic, nebo zařízení pro vypouštění a návrat může být v rámci bezpilotního systému více“<sup>[7]</sup>

Model letadla: „Letadlo, které není schopno 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“<sup>[7]</sup>

### 1.6.2 Souhrnná tabulka

Na základě doplňku X předpisu L2 jsem sestavil tuto tabulku. V tabulce jsou kroky, které každý pilot modelu, UAV či UAS musí provést, aby jeho činnost byla v souladu se zákony platnými v České republice. Vždy záleží na dvou základních parametrech, a to sice na maximální vzletové hmotnosti (MTOW) a na druhu činnosti. Činnost prováděná s letounem je rozčleněna dále do tří podskupin: rekreační a sportovní činnost; výdělečná, experimentální a výzkumná činnost; bezpilotní letadla provozovaná mimo dohled pilota. Nutno upozornit, že UAV, UAS a modely spadají legislativně pod ÚCL.

MTOW [kg]	≤ 0,91		> 0,91 a < 7		≤ 7 a ≤ 20		> 20		UAV provozované mimo dohled pilota
	rekreačně sportovní	ostatní	rekreačně sportovní	ostatní	rekreačně sportovní	ostatní	rekreačně sportovní	ostatní	
evidence pilota	NE	ANO	NE	ANO	NE	ANO	ANO	ANO	ANO
evidence letadla	NE	ANO	NE	ANO	NE	ANO	ANO	ANO	ANO
test teor. znalostí pilota	NE	NE	NE	NE	NE	ANO	ANO	ANO	ANO
povolení k létání	NE	ANO	NE	ANO	NE	ANO	ANO	ANO	ANO
povolení k provádění LP a LČPVP	NELZE	ANO	NELZE	ANO	NELZE	ANO	NELZE	ANO	NELZE
označení ID štítkem	NE	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO
poznávací značka	NE	NE	NE	ANO	NE	ANO	NE	ANO	ANO
použití „failsafe“	NE	NE	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO	ANO

Tab. 1: Souhrnná tabulka legislativních úkonů pro UA v ČR.<sup>[7]</sup>

### 1.6.3 Vysvětlení základních pojmů

Na následujících řádcích jsou vysvětleny základní pojmy používané v legislativě z tabulky výše. Podrobnější a přesné definování pojmů lze dohledat v doplňku X předpisu L2 a dále v směrnici CAA/S-SLS-010-n/2012 zveřejněné úřadem pro civilní letectví.

### 1.6.4 Shrnutí poznatků z legislativy

**evidence pilota:** Pokud je nutná evidence pilota, pilot podá žádost na ÚCL dle platného vzoru na internetových stránkách. Podpisem žádosti pilot potvrzuje nabytí a udržení potřebných teoretických a praktických znalostí.

**evidence letadla:** Se vztahuje k UA. Pro evidenci UA je nutné podat žádost na ÚCL dle platného vzoru na internetových stránkách. Podmínkou je splnění platných technických předpisů, které se prokazuje čestným prohlášením v žádosti. Evidence UA je v současné době bez správního poplatku.

**test teor. znalostí pilota:** Pilot UA o maximální vzletové hmotnosti nad 7 kg a pilot modelů pro rekreační činnost s maximální vzletovou hmotností nad 20 kg složí ústní zkoušku před inspektorem z předepsaných okruhů dle platného zákona. Na základě správního uvážení oprávněné osoby tak může být ale učiněno i u modelů s maximální vzletovou hmotností pod 20 kg a UA s maximální vzletovou hmotností pod 7kg. Dále musí pilot UA a pilot modelů s MTOW nad 20 kg úspěšně provést let dle platného zákona, který dozoruje a vyhodnocuje inspektor.

**povolení k létání:** Se vztahuje k UA. K povolení létání je nutné podat žádost na ÚCL dle platného vzoru na internetových stránkách. Podmínkou je splnění platných technických předpisů, které se prokazuje čestným prohlášením v žádosti. Po splnění podmínek daných zákonem, je vydáno povolení k létání bez časových nebo provozních omezení. V opačném případě jsou ze strany ÚCL stanoveny podmínky a omezení takové, aby byly splněny podmínky dané zákonem.

**povolení k provádění LP a LČPVP:** Pokud je zamýšleno provádět s UA letecké práce (LP) či leteckou činnost pro vlastní potřebu, je nutné požádat o povolení, které vydává ÚCL. O povolení k LP či LČPVP je možno požádat až po získání povolení k létání. Letecká práce (LP) jsou lety provozované za úplatu nebo využití UA provozovatelem při výuce v leteckých školách. Letecká činnost pro vlastní potřebu (LČPVP) zahrnuje lety fyzických či právnických osob za účelem podnikatelské či jiné činnosti, k níž je oprávněna dle zvláštního předpisu. Při LČPVP se tedy nejedná o komerční lety za úplatu, ale o lety spojené s vlastní podnikatelskou činností.

**ID štítek:** Pokud je dle tabulky výše vyžadován ID štítek, musí jím být letoun vybaven. ID štítek musí být vyroben z ohnivzdorného materiálu. Údaje na ID štítku jsou jména a telefonní číslo provozovatele. Pokud je vyžadováno, aby byla letounu přidělena poznávací značka, tak musí být také uvedena na ID štítku. ID štítek nepodléhá registraci či schválení na ÚCL, každý provozovatel si ID štítek vyrobí a umístí na letoun sám.

**poznávací značka:** Pokud je požadována, je nutno podat žádost na ÚCL o přidělení poznávací značky. Nemělo by být o poznávací značku zažádáno dříve než 6 měsíců před plánovaným provozem.

**použití „failsafe“:** Tato funkce je požadována pro všechny UA a modely s maximální vzletovou hmotností přesahující 0,91 kg. Failsafe systém musí zamezit ohrožení osob, majetku a životního prostředí, pokud neobdrží přijímač správný signál do stanovené doby. V případě, že se jedná o UA či model s motorem, musí failsafe systém po ztrátě signálu motor automaticky odstavit. Možnosti technické řešení failsafe systému jsou rozmanité. Může se jednat například o padákový systém či akusticko-vizuální alarm. Pilot UAV či modelu se musí před každým letem ujistit o správné funkčnosti failsafe systému.

## 1.7 Rešerše

Pro rešerši jsem vybral několik zástupců technicky zajímavých či hojně používaných UAV. Jako první je popsán UAV, který je dle platné legislativy v České republice zařazen jako model pro rekreační využití, a to sice jako vlečný letoun pro aerovleky modelů kluzáků. Myslím si, že vzhledem k velkému počtu modelářů v České republice a faktu, že se jich legislativa UAV týká, je nutné zmínit alespoň jednoho zástupce bezpilotního letounu (modelu) pro rekreační či sportovní činnost. Ovšem i takovýto model se jen změnou elektronické výbavy a oblastí činnosti může stát bezpilotním letounem. Další UAV prostředky jsou vybrány jak z civilního sektoru, tak i ze sektoru vojenského. Rešerše těchto prostředků byla provedena dle informací

poskytovaných výrobcí, ovšem v některých případech bylo dostupných informací jen velmi málo. Výrobou a vývojem UAV a UAS se zabývá také Rusko a Čína, ovšem informací o těchto letounech je velice málo anebo se rozcházejí, proto v rešerši nejsou popsány. Bezpilotních letounů a systémů je velmi mnoho, proto při výběru bude cílový zákazník s největší pravděpodobností krom technických parametrů, poskytovaného servisu a odborného zaškolení, vybírat i z hlediska pořizovacích nákladů a tzv. LCC nákladů.

### 1.7.1 Miss Morava

Tento model pro rekreační využití je dílem firmy TopModel CZ, která se zabývá výrobou modelů pro rekreační činnost. Jedná se model určený pro vlekaní bezmotorových kluzáků nebo pro výsadky RC parašutistů. Model lze zakoupit v několika verzích, a to jak ARF, tedy verze nesestavená s předpracovanými díly, která je vhodná zejména pokud zákazník bude zamýšlet provedení menších, či větších úprav. Další verzí je ARC, kdy je model sestaven, a zákazník si již jen dodá svojí elektronickou výbavu.

K řízení modelu slouží tzv. RC vysílačka. RC vysílačka je produkt určený k rádiovému řízení modelů, pro svůj provoz na území České republiky musí mít homologaci od českého telekomunikačního úřadu.

Konstrukce modelu je celodřevěná doplněná o ocelové a kompozitové díly. Koncepčně se jedná o hornoplošník se samonosným křídlem. Křídlo je pro snazší manipulaci a skladování dělené. Profil křídla je polosymetrický NACA. Vodorovná ocasní plocha je taktéž dělená. Potahový materiál u verze ARC je nažehlovací plastová fólie, která je odolná vůči mechanickému poškození a odolává i vlivům chemikáli, tedy i palivu.

K pohonu modelu slouží 2-taktní zážehový spalovací motor o objemu 30 ccm pro rekreační létání a 40 ccm při využití pro aerovleky. Model je ovládán 8 až 10 servy. Křídlo modelu je opatřeno vztlakovými klapkami, s výchylnou až 90°, což ocení piloti zejména při soutěžních aerovlecích, kdy takto vychýlené vztlakové klapky zvyšují odpor letounu a ten dříve přistane.

Dle výrobce je model dobře ovladatelný, má velké spektrum rychlostí. Minimální rychlost je velmi nízká i bez použití vztlakových klapek. Při přetažení model nemá snahu k pádu do vývrtky. Pokud bude model provozován na letišti s nezpevněnou přistávací plochou, ocení piloti masivní podvozek ostruhového typu. Pro snazší říditelnost po přistání a při pojíždění je ostruha říditelná.

Motor použitý pro pohon tohoto modelu může být například motor Zenoah 38 ccm. Jedná se o 2-taktní benzinový motor s CDI zapalováním.

Základní údaje:	rozpětí	2 420 mm
	délka	1 960 mm
	hmotnost	7 500 g až 8 500 g



nosná plocha	99,5 dm <sup>2</sup>
plošné zatížení	75,4 až 85,4 g.dm <sup>-2</sup>
profil křídla	NACA4412
vhodný motor	Zenoah 38 ccm, 2-taktní benzinový motor
počet serv:	8 až 10

Údaje Zenoah 38	typ:	2-taktní
	objem:	37,4 ccm
	výkon:	1,43 kW
	max. otáčky:	9 500 min <sup>-1</sup>
	poměr olej/benzin	1/32
	hmotnost:	1 400 g



Obr. 3: Miss Morava. <sup>[12]</sup>

### 1.7.2 Penguin B

Tento letoun již patří mezi profesionálně řešené UAV, výrobcem je firma UAV factory. Jedná se o hornoplošník s dvěma ocasními částmi, které umožňují použití neobvyklých motýlkových ocasních ploch ve tvaru obráceného V. Podvozek je tříkolový příďového typu. Trojdílné křídlo je opatřeno jednoduchými vztlakovými klapkami. Trup je vyroben z blíže nspecifikovaného kompozitu. Celý model je rozebíratelný pro snazší přepravu, vejde se do přepravní bedny o rozměrech 1313x543x704 mm (DxVxŠ).

Výrobce udává, že letoun je optimalizován pro dosažení dlouhých letových časů. Letoun vydrží nepřetržitě létat 26,5 hodiny s 4 kg nákladem. Tomuto výkonu

napomáhají vnitřní nádrže o objemu 7,5 litru, další zajímavostí je propojení motoru s 80 wattovým generátorem.

Pro pohon letounu je použito tlačné uspořádání. Zákazník si může vybrat z několika pohonných jednotek, mimo jiné i typ s elektronickým vstřikováním. V kombinaci s palubním generátorem je použit 2-taktní benzinový motor o objemu 28 ccm. Generátor je s pohonnou jednotkou propojen řemenicí. Generátor může být trvale zatížen při napětí 12 V až 5ti A. Maximální krátkodobé přetížení je 10 A po dobu 10 sec. Celková uváděná účinnost dobíjecího systému je uváděna 75%.

K modelu je dodávána celá řada volitelného příslušenství, mezi nejzajímavější patří pitot-statická trubice s výhřevem. Maximální možný náklad je 10 kg. Letoun je uzpůsoben ke startům z letištní plochy, katapulty či rampy namontované na vozidle. Pádová rychlost je při plně vysunutých vztlakových klapkách nižší než  $13 \text{ m.s}^{-1}$ .

Základní údaje:	rozpětí:	3 300 mm
	délka:	2 286 mm
	hmotnost:	10 kg (prázdná) 21,5 kg (MTOW)
	nosná plocha:	0,79 m <sup>2</sup>

Údaje motoru 3W 28i	typ:	2-taktní
	objem:	28 ccm
	výkon:	3,35 hp
	max. otáčky:	8 500 min <sup>-1</sup>
	poměr olej/benzin:	1/50
	hmotnost:	1,2 kg



Obr. 4: Penguin B s tlačným uspořádáním pohonné jednotky a patrnou pitot-statickou trubicí. <sup>[13]</sup>

## Draganflyer Tango

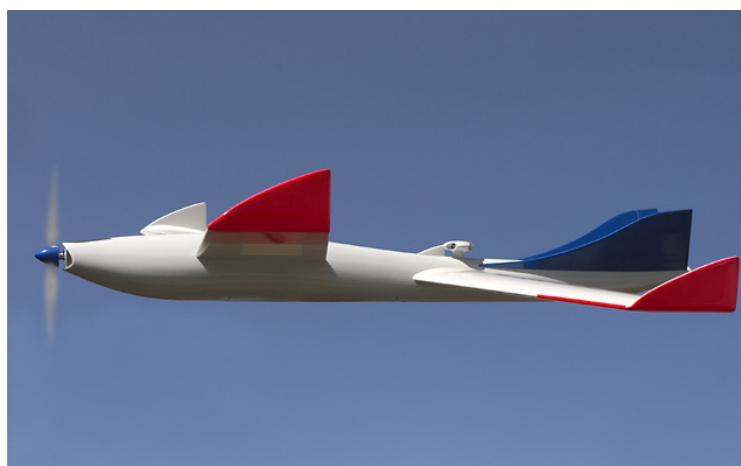
Draganflyer je letoun určený pro pořizování fotografií a video-záznamu na profesionální úrovni i z těžko dostupných míst, například ve městech. UAV je dodáván jako kompletní řešení s katapultem pro start a dalším příslušenstvím. Letoun má unikátní tandemové uspořádání křídel pro dosažení nejlepších výkonů. Křídla jsou zakončena winglety. Toto uspořádání křídel si nechal výrobce patentovat. Letoun má vyjímečné letové vlastnosti a při přetažení nemá snahu padat do vývrtky. Při extrémním přetažení provede letoun pouze ostrý pád.

Obě křídla jsou umístěna na horní části trupu. Ocasní plochy jsou motýlkové. Z fotografií je patrné, že křídlo je klasické, nejspíše dřevěné konstrukce s torzní skříní. Přední křídlo má nepatrný negativní šípovitost, zadní křídlo má šípovitost pozitivní. Trup bude pro svůj složitý tvar zřejmě kompozitový. Výrobce neuvádí, zda je letoun vybaven podvozkem, pokud ano, tak zatahovacím. Na fotografiích není patrný.

Po dojetí na místo startu je čas pro sestavení UAV velmi krátký, výrobce udává časy do 5ti minut. Sestavené díly jsou zajištěny ve své poloze pomocí permanentních magnetů. Letoun je vybaven automatickým stabilizátorem polohy vůči zemi, UAV si tedy sám hlídá horizont a při nebezpečném sblížení se zemí provede zásahy k zabránění kolize.

UAV má možnost dokoupení rozdílných komponent dle požadavků zákazníka na prováděnou fotografickou činnost. Je tedy jedno zda zamýšlí provádět manuálně řízené lety na krátké vzdálenosti, nebo plně autonomní lety na velmi velké vzdálenosti. Letoun je prozatím pouze v testovací fázi.

Základní údaje:	rozpětí:	1 500 mm
	délka:	1 200 mm
	hmotnost:	2,8 kg (prázdna) 3,94 kg (MTOW)
	nosná plocha:	0,5625 m <sup>2</sup>
	rychlost letu:	35 km/h (pádová) 50 – 60 km/h (cestovní) 95 km/h (maximální)



Obr. 5: Draganflyer Tango při testovacím letu. <sup>[14]</sup>

### 1.7.3 Draganflyer X4-ES

Dalším UAV prostředkem od firmy Draganflyer je kvadrokoptera. Pro své kompaktní rozměry, snadné ovládání a dobré letové výkony je předurčena pro službu u policie či hasičů. Vysoká kvalita zpracování a odolnost proti poškození je zajištěna použitím uhlíkových kompozitů a plastových částí, které jsou vyrobeny vstříkáním do formy.

Z X4-ES lze pořizovat video-záznam vysoké kvality s dobrou ostrovní z rozličných druhů kamer. Kamerový systém od výrobce obsahuje gyroskopicky stabilizovaný gimbal a kameru s optickou stabilizací obrazu, díky čemuž produkuje záznam vysoké kvality.

Systém je vysoce mobilní, ve složeném stavu se vejde na zadní sedadla osobního automobilu. Kvadrokopteru lze po přistání opět rychle složit, a tím zkrátit čas přejezdu do další cílové oblasti. Box pro kvadrokopteru má rozměry vhodné i pro přepravu leteckými společnostmi, a to jak z důvodu úspory nákladů na dálkovou dopravu v podobě ušetření poplatků za nestandardní zavazadlo, tak i ochranu kvadrokoptery vůči nešetrnému zacházení při přepravě.

X4-ES je vybavena GPS. O stabilitu při letu tak i ve visu se stará 11 senzorů. Telemetrie odesílá v reálném čase údaje o stavu palubní baterie, výšce a mnoho dalších údajů.

Díky využití masivního rámu a uhlíkových kompozitů je zabezpečena dobrá odolnost proti poškození i při ne příliš šetrném přistání, či dokonce při nárazu do překážky.

Základní údaje:	délka:	870 mm
	šířka:	870 mm
	výška:	320 mm
	vnější průměr:	1 060 mm

hmotnost:	1 200 g (prázdná)
	2 600 g (MTOW)
max. stoupání:	2 m.s <sup>-1</sup>
max. klesání:	2 m.s <sup>-1</sup>
max rychlost otáčení:	90 stupňů/sec
rychlost:	50 km/h (maximální)
dostup:	2 500 m
hluk:	62 db (ve vzdálenosti 3 m)



Obr. 6: Draganflyer X4-ES se sklopenými rameny. <sup>[15]</sup>

#### 1.7.4 KOAX X-240

Firma Swiss UAV AG vyrábí bezpilotní helikoptéry poháněné turbohřídelovým motorem. Zajímavý je typ KOAX X-240 s protiběžnými rotory. Je malý a kompaktní s vertikálním startem a přistáním. Trup byl navržen s ohledem na co nejsnazší zacházení a umožnění manipulace a převážení tohoto UAV i jediné osobě. Trup je zhotoven z kompozitu na bázi uhlíku. UAV získal ocenění v mezinárodní designérské soutěži Red dot v roce 2010.

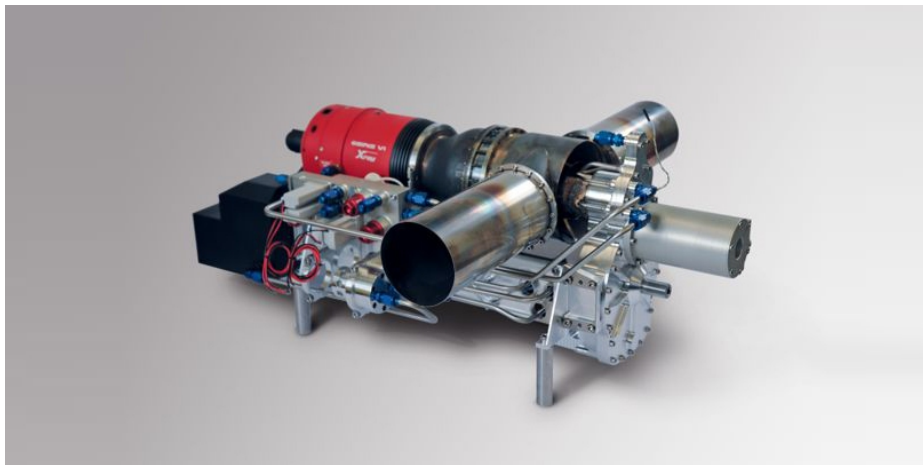
Mezi hlavní přednosti patří vysoká manévrovací schopnost při nízkých a vysokých rychlostech. Díky vyšší letové hmotnosti je stabilní i při silném a nárazovém větru.

Tyto vlastnosti předurčují KOAX X-240 k široké škále využití v civilním sektoru. Lze jmenovat monitoring poškození lopatek větrných elektráren. Monitoring potrubí v těžko přístupných a odlehlých oblastech. Služba u pobřežní stráže za účelem hlídání znečištění vod. Dále lze KOAX X-240 nasadit při živelných katastrofách či k

monitorování dopravní situace na dálnicích.

Pro pohon je použita turbohřídelová jednotka odvozená od  $\mu$ Arielle Mk VIII, která je výsledkem 4 letého vývoje firmy Swiss UAV AG. Pohon je vhodný jak pro UAV helikoptéry, tak i pro UAV letouny s pevnými křídly. Otáčky výstupního hřídele mohou být přizpůsobeny požadavkům zákazníka, a to v rozmezí 4 500 až 8 500  $\text{min}^{-1}$ .

Základní údaje:	průměr rotoru:	2 400 mm
	hmotnost:	8 kg (užitečná zátěž) 45 kg (MTOW)
	dostup:	nad 1 500 m ASL
	dolet:	25 km
	výdrž:	1,5 h
	rychlost:	75 km/h (maximální)
	výkon turbíny:	8 kW
	palivo:	Jet A1, diesel



Obr. 7: Turbohřídelová pohonná jednotka  $\mu$ Arielle Mk VIII. <sup>[16]</sup>



Obr. 8: UAV s protiběžnými rotory KOAX X-240. <sup>[16]</sup>

### 1.7.5 Microdrone MD4-200

Kvadrokořtera MD4-200 je produktem firmy Microdrones GmbH. Jedná se o MAV s vertikálním startem a přistáním. Je uzpůsoben pro manuální řízení či plně autonomní let. Díky pokročilým palubním systémům a osazení GPS se i nezkušený pilot naučí brzy létat s touto kvadrokořterou. Výrobce udává, že nutný výcvik nepřesáhne jednu hodinu. Letový čas MD4-200 je závislý na užitečném zatížení a meteorologických podmínkách, ale lze dosáhnout času až 35 minut. Výrobce udává dostup při úpravě 5 000 m ASL, který byl ověřen při testovacím letu v Alpách. Pomocí projekčních brýlí lze ovládat MD4-200 i za hranicí lidské viditelnosti. Jako další přednost tohoto UAV lze uvést nízkou hladinu hluku, a to sice do 65 db ve vzdálenosti 3 m. Ke konstrukci jsou použity kompozity na bázi uhlíku.

MD4-200 lze využít pro širokou škálu úkonů. Lze jmenovat monitorování uvnitř výrobních hal, fotografování nemovitostí, sledování dopravní situace, využití u policejních a hasičských složek, dále monitorování poškození lopatek větrných elektráren, monitorování znečištění ovzduší v blízkosti průmyslových objektů a mnoho dalšího.

UAV je odolné vůči dešti a prachu. Ve spodní části vybavené gimbalem pro připevnění kamery či fotoaparátu. Výrobce udává velmi nízké provozní náklady.

Základní údaje:	délka:	600 mm
	šířka:	600 mm
	výška:	224 mm
	vnější průměr:	913 mm
	hmotnost:	800 g (prázdná) 1 100 g (MTOW)
	rychlost:	8 m.s <sup>-1</sup>

max. stoupání:	7 m.s <sup>-1</sup>
max. klesání:	7 m.s <sup>-1</sup>
dostup:	5 000 m ASL (po úpravě výrobcem)
výdrž:	35 min.



Obr. 9: md4-200 za letu, vybavený fotoaparátem. [17]

### 1.7.6 MQ-1 Predator

UAV letoun MQ-1 Predator byl vyvinut společností General Atomics primárně pro USAF a CIA. Specifikován je jako UAS operující ve středních výškách s dlouhou dobou výdrže. Letová výdrž MQ-1 je 14 hodin. Pokud se bavíme o pojmu UAS musíme říci, že tento systém je složen ze čtyř letounů MQ-1 Predator, pozemní kontrolní stanice a sítě satelitů pro komunikaci. Tento letoun byl počátkem devadesátých let plánován pro průzkumné mise, až později byl upraven pro nesení dvou řízených střel AGM-114 Hellfire nebo jiných zbraňových systémů. První let tohoto letounu se uskutečnil v červenci roku 1994. Bojového nasazení se dočkal přesně o rok později, tedy v červenci roku 1995. Od té doby se zúčastnil bojů v Bosně, Afghánistánu i Pákistánu, Srbsku, Somálsku, Jemenu, Iráku a Libyi. Za zmínku stojí nasazení 60ti MQ-1 od začátku akce v Afghánistánu od roku 2001, ztráty činí 20 strojů. Není zřejmé, zda byl některý letoun sestřelen nepřítelem, hlavním viníkem ztrát jsou špatné meteorologické podmínky a tvorba námrazy. Tento problém byl vyřešen zabudováním odmrazovacího systému.

Civilní využití pro MQ-1 spočívá v hlídání hranic Mexika a Ameriky, vyhledávání osob při živelných pohromách a vědecko-výzkumné činnosti. FAA vydala 18.května 2006 povolení pro provádění letů i v civilním vzdušném prostoru Spojených států amerických.

Od prvního vzletu došlo do roku 2000 ke zlepšení komunikačních technologií a lze MQ-1 řídit i na velmi velké vzdálenosti bez zpoždění reakce na vyslaný řídicí signál. V přední letounu je barevná TV kamera, používaná operátorem pro denní řízení, a dále pak infračervená kamera, která se využívá při snížené viditelnosti a letech v noci. První verze MQ-1 byly navíc vybaveny radarem pro sledování počasí a vidění objektů i například za kouřovou clonou, ovšem díky malému využití byl radar z důvodu úspory paliva odstraněn. Kanál pro datový přenos na pozemní stanici má



dostatečnou kapacitu pro přenos dvou video obrazů. Všechny nejnovější verze jsou navíc vybaveny laserovou identifikací a označovačem cílů.

Pokud je nutný převoz letounu, lze ho rozebrat na šest částí, a ty uložit do boxu, aby se zamezilo poškození při přepravě. Největší komponentou tohoto UAS je pozemní řídicí stanice, která je konstruována tak, aby se mohla transportovat letounem C-130 Hercules.

Pohonná jednotka je Rotax 914F vyráběná v Rakousku. 4válcový 4-taktní boxer s přeplňováním turbokompresorem, chlazení válců je vzduchem, chlazení hlavy válců je vodou. Tento motor byl primárně vyvíjen pro pohon ultralehkých a lehkých letadel. V případě potřeby je motor schopen produkovat výkon 115 hp při 5 500 min<sup>-1</sup> otáčkách po dobu 5ti minut.

Základní údaje:	rozpětí:	8,22 m
	délka:	16,84 m
	výška:	2,1 m
	nosná plocha:	11,5 m <sup>2</sup>
	hmotnost:	512 kg (prázdná) 1 020 kg (MTOW)
	pohon:	1x Rotax 914F, přeplňovaný, 115 hp
	rychlost:	217 km/h (maximální) 130 až 165 km/h (cestovní) 100 km/h (pádová)
	výdrž:	24 h
	dostup:	7 620 m ASL
	dolet:	1 100 km
Údaje Rotax 914F:	objem:	1 211 ccm
	vrtání:	79,5 mm
	zdvih:	61 mm
	délka:	561 mm
	šířka:	576 mm
	hmotnost:	78 kg (suchá)
	rozvod:	OHV
	palivo:	benzin 90 oktanů
	reduktor:	1:2,273

zapalování: dvojitě elektronické



Obr. 10: MQ-1 Predator vyzbrojený dvěma střelami AGM-114 Hellfire. <sup>[18]</sup>

### 1.7.7 MQ-9 Reaper

MQ-9 Reaper byl navrhnout vojenským letectvem Spojených států amerických v odpovědi na nároky ministerstva národní obrany, které požadovaly podporu zaoceánských operací. Typově se jedná o větší MQ-1 Predator s lepší palebnou silou, také je MQ-9 Reaper oproti MQ-1 Predator vybaven palubními systémy pro rychlejší a přesnější vyhledávání cílů. Devítka z názvu MQ-9 znamená, že je to devátá série UAS.

Při návrhu MQ-9 se bralo v potaz, že nebude sloužit čistě k průzkumným účelům, ale i k eliminaci cílů s vysokou prioritou či časovou náročností. Zajímavá myšlenka je použití letounu v součinnosti s bitevníky s lidskou posádkou za účelem laserového označování cílů, nebo využití jako prostředek pro přesné vedení palby při podpoře útoku pozemních vojsk.

Letoun našel uplatnění i v civilním sektoru. Společně s UAV MQ-1 Predator hlídá hranice mezi Mexikem a Spojenými státy americkými.

Kompletní operační systém MQ-9 je složen z několika UAV MQ-9 Reaper vybavených rozličnou výzbrojí, pozemní řídicí stanici, Satelitní sítí pro komunikaci a údržbovou četou. Pro obsluhu tohoto UAV je zapotřebí 2 operátorů, jeden operátor se stará o řízení letu a plnění plánu mise, druhý operátor má na starosti obsluhu senzorů a zbraňových systémů.

V přední části letounu je umístěna infračervená kamera, barevná TV kamera, laserový označovač cílů a laserový osvětlovač. Dále je zde umístěn i laserový dálkoměr. Celý UAS MQ-9 je navržen tak, aby mohl být přepraven na libovolné místo pomocí letounu C-130 Hercules nebo jiného podobně velkého transportního letounu.

Další inovativní myšlenkou u tohoto letounu je převoz do cílové oblasti pouze UAV MQ-9 a údržbovou četou, zatímco operátoři by ovládali MQ-9 vzdáleně například z operačního střediska ve Spojených státech amerických. Hlavním důvodem pro tento

krok je snížení počtu lidí v cílové bojové oblasti.

Pro pohon letounu je použita turbo-hřídelová jednotka TPE331-10GD. Výrobce je společnost Honeywell Aerospace. Maximální možný výkon na výstupní hřídeli je 900 hp.

Základní údaje:	rozpětí:	20,1 m
	délka:	11 m
	výška:	3,8 m
	hmotnost:	2 223 kg (prázdná) 4 760 kg (MTOW)
	pohon:	Honeywell TP331-10GD
	množství paliva:	1813 kg
	rychlost:	360 km/h (cestovní)
	dostup:	vice než 15 200 m ASL
	dolet:	1 820 km



Obr. 11: MQ-9 Reaper vyzbrojený střelami AGM-114 Hellfire a dvěma laserem naváděnými bombami. <sup>[19]</sup>

### 1.7.8 Sojka III

UAS Sojka III vyvíjí a vyrábí Vojenský technický ústav letectva a PVO. Systém byl navrhnut pro vzdušný průzkum v reálném čase, ovšem může být využit i pro střežení a monitorování hranic, monitorování dělostřelecké palby či jako prostředek pro nesení infračervených zářičů pro nácvik střelby tepelně naváděnými raketami. UAV Sojka III ovšem najde uplatnění i v civilním sektoru, například při monitoringu rozsahu živelných katastrof, požárů, dopravní situace na dálnicích, etc.. Pro dobrou

kvalitu obrazu lze provádět průzkumnou a monitorovací činnost do rychlosti větru 8 m.s<sup>-1</sup>.

Pozemní části kompletu Sojka III jsou umístěny v kontejnerech, které lze přepravovat na nákladních vozidlech s kontejnerovými úchyty ISO-1D. Pozemní část systému je složena z pozemního řídicího stanoviště, startovacího zařízení a kontejnerů pro přepravu. UAS Sojka III tvoří 3 až 4 kusy UAV Sojka III, pozemní řídicí stanoviště, raketové startovací zařízení, přepravní kontejner a dohledávací vozidlo.

Taktický dosah letounu je omezen kvalitou rádiového spojení mezi UAV Sojka III a pozemním řídicím stanovištěm. Pokud letí Sojka III v minimální výšce 4 000 m, je dosah nejméně 200 km. Sojka III je schopna určit polohu cíle s přesností přibližně 30 m. Start UAV lze uskutečnit ze startovací rampy, pokud čelní rychlost větru nepřesahuje 12 m.s<sup>-1</sup>, limit bočního větru je 3 m.s<sup>-1</sup>. Přistání lze uskutečnit manuálně klasickým leteckým přistáním na letišti, v případě nutnosti přistání v nepříznivém terénu se používá padákový systém, a to až do rychlosti letu 200 km/h při minimální výšce 100 m AGL. Padákový systém se také automaticky aktivuje, pokud dojde ke ztrátě spojení s letounem nebo technické závadě.

Čas nutný k přípravě UAV ke startu nepřesahuje při 6ti členné obsluze 45 minut, pokud je prováděn v letním období. Opakovaný start stejného UAV je do 45 minut. Čas nezbytný k ukončení činnosti celého UAS je do 30 minut.

Letoun je hornoplošník s obdélníkovým křídlem. Zadní část letounu tvoří dva rovnoběžné nosníky kruhového průřezu. Každý nosník je zakončen SOP. VOP má obdélníkový tvar, její konce jsou napojeny na horní část SOP. Přední část letounu tvoří trup zavěšený pod středem křídla, v jeho zadní části je pohonná jednotka. Letoun není vybaven přistávacím podvozkem, v případě přistání na letištní plochu se sklouzne po spodní části trupu, která je pro tento účel vyztužena. Sojka III je vyrobena převážně ze skelného laminátu a kompozitu na bázi uhlíku. Palubní avioniku tvoří přijímač GPS, třiosý magnetometr, čidla vzdušné rychlosti, výšky a vertikální rychlosti a dvě čidla úhlové rychlosti, nebo jedno čidlo úhlové rychlosti a dvouosý akcelerometr.

Pro pohon je použit motor AR74-1230. Motor řady AR74 má rotační píst. Mezi klady tohoto motoru patří velmi dobrý poměr výkon/hmotnost, dobrá životnost a měrná spotřeba. Model 1230 je navržen přímo pro použití na UAV Sojka III.

-Základní údaje:	rozpětí:	4 500 mm
	délka:	3 780 mm
	výška:	1 112 mm
	nosná plocha:	3,15 m <sup>2</sup>
	hmotnost:	145 kg (vzletová)
	pohon:	AR74-1230 s rotačním pístem
	dostup:	4 000 m ASL

dolet:	min. 200 km při výšce letu 4 000 m
výdrž:	min. 4 hod.
Údaje AR74-1230: typ:	Wankel
objem:	416 ccm (ekvivalent 4-taktu)
výkon:	28 kW při 7 800 ot./min.
zapalování:	elektronické bezkontaktní magneto
palivo:	Avgas 100LL
spotřeba oleje:	0,268 l. při 6 000 ot./min.
hmotnost:	10,7 kg (bez alternátoru)

Údaje maticové barevné TV kamery XC-555P:

typ senzoru:	1/2“ IT Hyper HAD CCD
světelná citlivost:	2 000 lx; F 5,6
min. osvětlení:	4,5 lx; F 1,2 AGC
efektivní obrazové body:	752x582 (HxV)
výstup:	PAL; kompozitní; nebo Y/C
rychlost el. závěrky:	1/1 000 sec.; CCD Iris; FL



Obr.12 : Sojka III na manipulačním vozíku.<sup>[8]</sup>

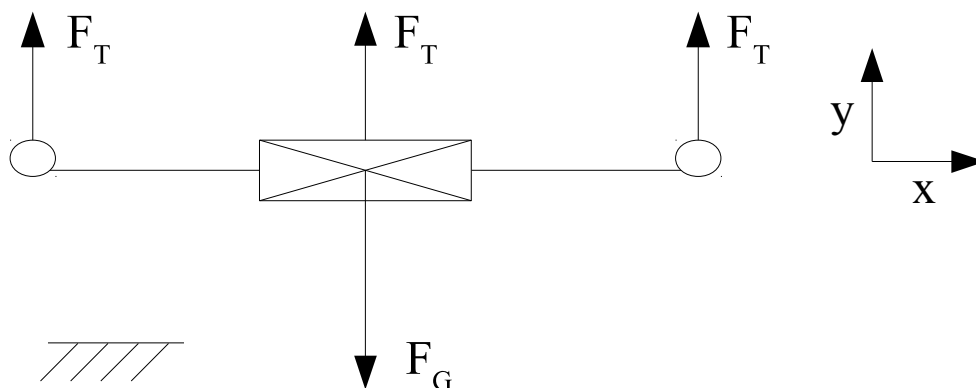
## 1.8 Principy letu

Tato část je zaměřena na nejzákladnější principy letu multikopter. Na obrázcích je provedeno znázornění základních sil, které působí na multikopteru za letu. Na základě těchto obrázků jsou sestaveny rovnice, a z nich odvozeny idealizované základní výpočty. Pro zjednodušení je z dynamických účinků uvažována pouze setrvačná síla. Dále je při uvažování zrychlení idealizován pohyb na rovnoměrný přímočaře zrychlený či zpomalený. V reálném provozu bude ovšem problematika zrychlení značně problematičtější a při turbulentním ovzduší dokonce stochastická. Následující výpočty jsou tedy pouze orientační a mají za účel pouze přiblížit problematiku silového rozkladu na multikoptere a udělat představu, jak a které síly se navzájem ovlivňují. Z odvozeného základního výpočtu tahu jednotlivých motorů pro kvadrokopteru budu dále vycházet praktické části.

Prvotními výpočty budou působící síly při visu a rovnoměrném, přímočarém, nezrychleném pohybu. Do následujících výpočtů zahrnu setrvačný účinek od působícího zrychlení při rovnoměrně zrychleném (zpomaleném), přímočarém pohybu. Dále bude odvozen vztah pro teoretický výpočet maximální rychlosti UAV v horizontálním letu. V posledním výpočtu zahrnu vliv excentricity a vysvětlím tento pojem.

### 1.8.1 Vis, stoupání, klesání

První provedený výpočet je pro vis, bez působení vnějších sil a zrychlení. Pro vis je použita podmínka, kde tíha multikoptery je rovna součtu tahových sil všech motorů. Pokud je součet tahových sil menší než tíha, pak multikoptera klesá, v opačném případě stoupá.



Obr. 13: Působení sil na multikopteru při visu.

Výchozí podmínka rovnováhy sil je:

$$\sum F_{i,y} = 0 \quad (\text{Rovnice 1.1})$$

Dosažením sil ve směru osy y vznikne:

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} - F_G = 0 \quad (\text{Rovnice 1.2})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} - m \cdot g = 0 \quad (\text{Rovnice 1.3})$$

kde:  $m$ : hmotnost UAV [kg]

$g$ : gravitační zrychlení [ $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ]

$n$ : počet motorů (pro kvadrokopteru  $n=4$ ) [-]

$F_{T_i}$ : tahová síla vyvozená  $i$ -tým motorem [N]

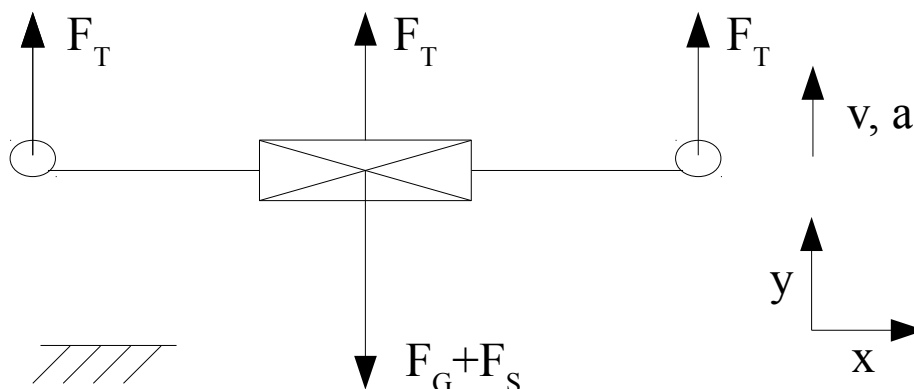
$F_G$ : vlastní tíha kvadrokoptery [N]

Pokud součet tahových sil je menší než  $F_G$  pak začne multikoptera klesat (rovnice 1.4), Pokud je součet tahových sil větší než  $F_G$  pak začne multikoptera stoupat (rovnice 1.5). Viz matematické zápisy níže.

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} < m \cdot g \quad (\text{Rovnice 1.4})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} > m \cdot g \quad (\text{Rovnice 1.5})$$

Dále lze do rovnic zahrnout setrvačnou sílu, která vzniká v důsledku působení zrychlení či zpomalení tělesa. V následujících rovnicích je tedy uvažováno s konstantním zrychlením (zpomalením) multikoptery. Na obr. 14 je přímočarý, rovnoměrně zrychlený pohyb při stoupaní.



Obr. 14: Působení sil na multikopteru při přímočarém, rovnoměrně zrychleném stoupaní.

Do rovnice 1.4 je přidán setrvačný účinek:

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} > F_G + F_S \quad (\text{Rovnice 1.6})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} > m \cdot g + m \cdot a \quad (\text{Rovnice 1.7})$$

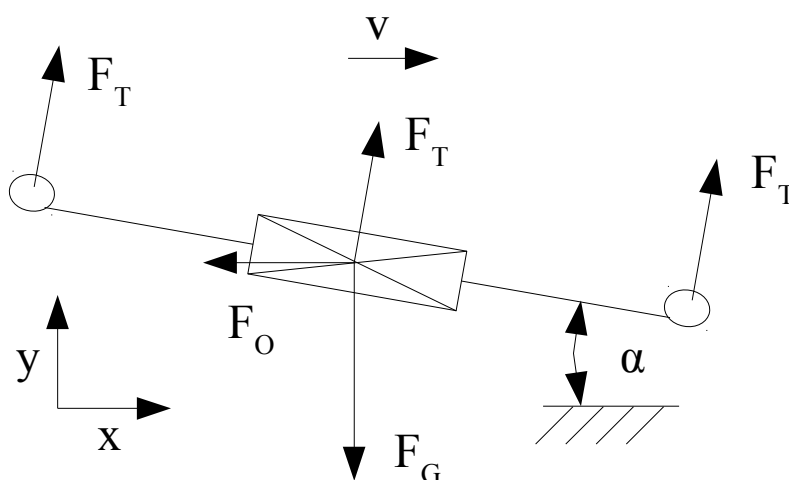
kde:  $a$ : zrychlení multikoptery [ $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ]

$F_S$ : setrvačná síla [N]

### 1.8.2 Výpočet maximální rychlosti

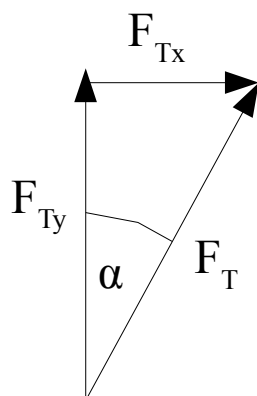
Výpočet maximální rychlosti v při letu v horizontu a při vertikálním stoupaní vychází z rovnováhy sil působících na multikopteru. Nejproblematictější je stanovení  $c_D$  (součinitel odporu) u odporové síly. Nejlépe lze stanovit  $c_D$  experimentálně při obtékání modelu v aerodynamickém tunelu. Další možnost je zpětným dosažením údajů získaných ze zkušebního letu. Ovšem druhý zmíněný postup je vhodný pro výpočet maximální rychlosti například při změně pohonné jednotky na již odzkoušeném prototypu, proto ho nelze použít při předběžném výpočtu ve fázi návrhu.

Na obr. 15 je znázorněna rovnováha sil na multikoptere při dosažení maximální rychlosti letu v horizontu. Pro  $x$ -ové složky tažné síly  $F_T$  je potřeba, aby se multikoptera naklonila vůči horizontu o úhel  $\alpha$ . Nakloněním o úhel  $\alpha$  dojde ovšem k poklesu  $y$ -ové složky tažné síly  $F_T$ . Obr. 16 znázorňuje rozklad tažné síly motoru  $F_T$  do souřadnic  $x, y$ . Na multikopteru nepůsobí zrychlení neb se jedná o ustálený stav. Tedy  $v_{\max} = \text{konst.}$ ,  $a = 0$ . Při výpočtu úhlu  $\alpha$  vyjdeme z podmínky rovnováhy sil v  $y$ -ovém směru. Legendu s popisem jednotlivých členů rovnic najde čtenář na konci této podkapitoly.



Obr. 15: Síly působící na multikopteru při dosažení maximální rychlosti.





Obr. 16: Rozklad tahové síly  $F_T$  do složek x,y.

Rovnováha sil v x-ovém směru:

$$\sum F_{ix} = 0 \quad (\text{Rovnice 1.8})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{Tix} - F_O = 0 \quad (\text{Rovnice 1.9})$$

Rovnováha sil v y-ovém směru:

$$\sum F_{iy} = 0 \quad (\text{Rovnice 1.10})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{Tiy} - F_G = 0 \quad (\text{Rovnice 1.11})$$

Dále nadefinujeme jednotlivé složky sil:

$$F_{Ty} = F_T \cdot \cos \alpha \quad (\text{Rovnice 1.12})$$

$$F_{Tx} = F_T \cdot \sin \alpha \quad (\text{Rovnice 1.13})$$

$$F_G = m \cdot g \quad (\text{Rovnice 1.14})$$

$$F_O = \frac{1}{2} \cdot \rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2 \quad (\text{Rovnice 1.15})$$

Dosažením rovnic 1.12 a 1.14 do rovnice 1.11 získáme maximální možný úhel  $\alpha_{\max}$  pro horizontální let:

$$\sum_{i=1}^n F_T \cdot \cos \alpha - m \cdot g = 0 \quad (\text{Rovnice 1.16})$$

Dále budeme uvažovat, že se jedná o kvadrokopteru a tedy  $n=4$  (počet motorů):

$$4 \cdot F_T \cdot \cos \alpha - m \cdot g = 0 \quad (\text{Rovnice 1.17})$$

Dosažením do rovnice 1.17  $\alpha = \alpha_{\max}$ ,  $F_T = F_{T \max}$  a použitím jednoduchých matematických úprav získáme rovnici pro  $\alpha_{\max}$ .

$$\alpha_{max} = \arccos \frac{m \cdot g}{4 \cdot F_{Tmax}} \quad (\text{Rovnice 1.18})$$

Do rovnice 1.9 dosadíme za dané vztahy rovnice 1.13, 1.15 a 1.18 a matematickými úpravami získáme výsledný vztah pro maximální rychlost letu v horizontu.

$$\sum_{i=1}^n F_{Ti} \cdot \sin \alpha - \frac{1}{2} \cdot \rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2 = 0 \quad (\text{Rovnice 1.19})$$

$$4 \cdot F_{Tmax} \cdot \sin \alpha_{max} - \frac{1}{2} \cdot \rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2 = 0 \quad (\text{Rovnice 1.20})$$

$$v_x = \sqrt{\frac{8 \cdot F_{Tmax} \cdot \sin \alpha_{max}}{\rho_{vzd} \cdot c_{Dx} \cdot S_x}} \quad (\text{Rovnice 1.21})$$

kde:  $F_O$  : odporová síla [N]

$F_{Tix}$  : x-ová složka tahové síly [N]

$F_{Tiy}$  : y-ová složka tahové síly [N]

$\alpha$ : úhel náklonu kvadrokoptery vůči horizontu [°]

$\rho_{vzd}$  : měrná hustota vzduchu [kg.m<sup>-3</sup>]

$S_x$  : průmět plochy kvadrokoptery do roviny kolmé na osu x [m<sup>2</sup>]

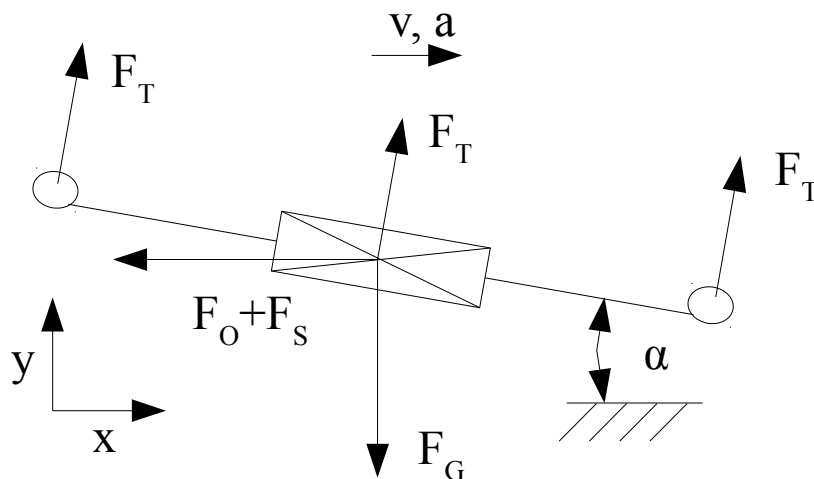
$c_{Dx}$  : součinitel odporu pro let v horizontu [-]

$v_x$  : rychlost při letu v horizontu [m.s<sup>-1</sup>]

$a_{max}$  : maximální zrychlení [m.s<sup>-2</sup>]

$F_{Tmax}$  : maximální tahová síla motoru [N]

Dále lze odvodit vztahy pro přímočarý, rovnoměrně zrychlený let v horizontu. Ze vztahu lze následně vypočítat například maximální možný úhel náklonu při okamžitém zrychlení v horizontálním přímočarém letu ustálenou rychlostí. V následujících vztazích je tedy neznámá veličina okamžité zrychlení ( $a$ ). Za  $v_x$  by byla dosazena počáteční rychlost. Pokud letí multicopter v horizontu ustálenou rychlostí  $v_x$  a může ještě zrychlit, pak musí platit, že  $v_x < v_{max}$  a také  $F_T < F_{Tmax}$ . Kde  $F_T$  je tahová síla motoru při letu v horizontu. Z podmínky rovnováhy sil v y-ovém směru při letu rychlostí  $v_x$  získám počáteční úhel naklonění kvadrokoptery vůči horizontu  $\alpha_1$ . Při akceleraci musí platit rovnováha sil v y-ovém směru při maximální tahové síle  $F_{Tmax}$ , dojde tedy k nárůstu úhlu  $\alpha$  na úhel  $\alpha_2$ . Rozdíl úhlu  $\alpha_2 - \alpha_1$  je úhel  $\beta$ , což je úhel, o který se může multicopter ještě naklopit. Síly působící na multicopteru jsou znázorněny na obr. 17.



Obr. 17: Síly působící na multikopteru při okamžitém zrychlení z počáteční rychlosti.

Počáteční podmínka je rovnováha sil v x-ovém směru s dvěma neznámými, zatím je  $a=0$ :

$$\sum_{i=1}^n F_{T i x} - F_O = 0 \quad (\text{Rovnice 1.22})$$

Dosazením rovnic 1.13 a 1.15 vznikne:

$$\sum_{i=1}^n F_{T i} \cdot \sin \alpha_1 - \frac{1}{2} \cdot \rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{D x} \cdot v_x^2 = 0 \quad (\text{Rovnice 1.23})$$

Vyjádřím si závislost síly  $F_T$  na úhlu  $\alpha_1$  pro kvadrokopteru, tedy  $n=4$ :

$$4 \cdot F_T \cdot \sin \alpha_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{D x} \cdot v_x^2 \quad (\text{Rovnice 1.24})$$

$$F_T = \frac{\rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{D x} \cdot v_x^2}{8 \cdot \sin \alpha_1} \quad (\text{Rovnice 1.25})$$

Další podmínkou je rovnováha sil v y-ovém směru opět s dvěma neznámými, ale neznámou  $F_T$  již máme vyjádřenou v závislosti na neznámé  $\alpha_1$  z rovnice 1.25.

$$\sum_{i=1}^n F_{T i y} - F_G = 0 \quad (\text{Rovnice 1.26})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{T i} \cdot \cos \alpha_1 - m \cdot g = 0 \quad (\text{Rovnice 1.27})$$

Vyjádřím si  $F_T$  pro kvadrokopteru, tedy  $n=4$ :

$$4 \cdot F_T \cdot \cos \alpha_1 = m \cdot g \quad (\text{Rovnice 1.28})$$

Za  $F_T$  dosadím rovnici 1.25:

$$4 \cdot \frac{\rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2}{8 \cdot \sin \alpha_1} \cdot \cos \alpha_1 = m \cdot g \quad (\text{Rovnice 1.29})$$

Platí:

$$\frac{\cos \alpha_1}{\sin \alpha_1} = \cot \alpha_1 \quad (\text{Rovnice 1.30})$$

Rovnici 1.30 dosadíme do 1.29 a provedu matematické úpravy:

$$\frac{\rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2}{2} \cdot \cot \alpha_1 = m \cdot g \quad (\text{Rovnice 1.31})$$

$$\alpha_1 = \operatorname{arccot} \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2} \quad (\text{Rovnice 1.32})$$

Při náhlém zrychlení dojde k nárůstu úhlu klopení  $\alpha_1$  na úhel  $\alpha_2$ . Ovšem pro horizontální let musí opět platit:

$$\sum F_y = 0 \quad (\text{Rovnice 1.33})$$

Nyní při náhlém zrychlení mají motory maximální tah tedy  $F_T = F_{Tmax}$ . Pro splnění rovnice 1.33 musí tedy dojít k nárůstu úhlu naklopení na hodnotu  $\alpha_2$ .

$$\sum_{i=1}^n F_{Tiy} - F_G = 0 \quad (\text{Rovnice 1.34})$$

$$\sum_{i=1}^n F_{Ti} \cdot \cos \alpha_2 - m \cdot g = 0 \quad (\text{Rovnice 1.35})$$

Pro kvadrokopteru opět platí  $n=4$ , po matematických úpravách dostaneme vztah:

$$\alpha_2 = \arccos \frac{m \cdot g}{4 \cdot F_{Tmax}} \quad (\text{Rovnice 1.36})$$

Výpočet dodatečného úhlu naklopení je již jen dosazením rovnic 1.32 a 1.36 do vztahu 1.37:

$$\beta = \alpha_2 - \alpha_1 \quad (\text{Rovnice 1.37})$$

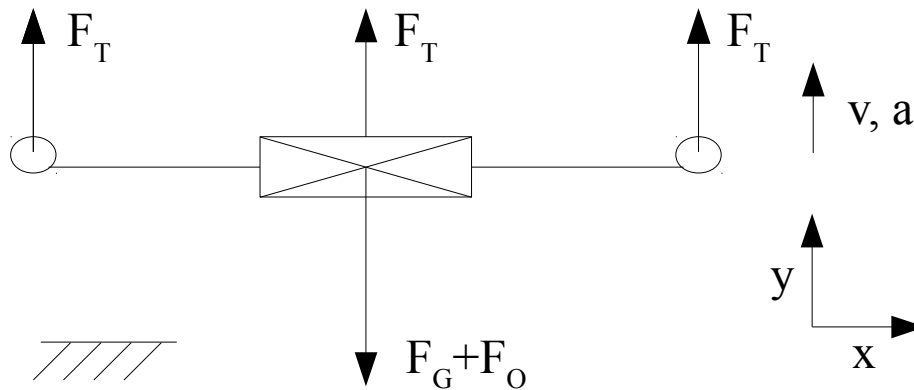
$$\beta = \arccos \frac{m \cdot g}{4 \cdot F_{Tmax}} - \operatorname{arccot} \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_{vzd} \cdot S_x \cdot c_{Dx} \cdot v_x^2} \quad (\text{Rovnice 1.38})$$

kde :  $\alpha_1$  : úhel naklopení vůči horizontu při ustáleném letu [°]

$\alpha_2$  : úhel naklopení vůči horizont při okamžitém zrychlení [°]

$\beta$  : rozdíl úhlů  $\alpha_2 - \alpha_1$  [°]

Nyní provedeme výpočet pro maximální rychlost vertikálního stoupání, při přímočarém pohybu. Jelikož je dosaženo maximální rychlosti, tak  $a=0$ . Postup výpočtu je podobný s postupem pro výpočet maximální rychlosti v horizontu, ale je nutné si uvědomit, že plocha a součinitel odporu u odporové síly jsou rozdílné pro let v horizontu a vertikální let. Rozklad sil působících na multicopteru je znázorněn na obr. 18.



Obr. 18: Síly působící na multicopteru při dosažení maximální vertikální rychlosti.

Vydeme z podmínky rovnováhy sil do osy y:

$$\sum F_y = 0 \quad (\text{Rovnice 1.39})$$

Rovnici 1.39 rozepíšeme do tvaru:

$$\sum_{i=1}^n F_{T_i} - F_G - F_O = 0 \quad (\text{Rovnice 1.40})$$

Pro výpočet kvadrokoptery je  $n=4$ , dále dosadím do vztahu 1.40 rovnice 1.14 a 1.15, ovšem rovnici 1.15 upravenou pro y-ový směr pohybu:

$$4 \cdot F_{T_{max}} - m \cdot g - \frac{1}{2} \cdot \rho_{vzd} \cdot S_y \cdot c_{D_y} \cdot v_y^2 = 0 \quad (\text{Rovnice 1.41})$$

Jak je vidět tento výpočet není složitý a jednoduchými matematickými úpravami dojdeme k výsledné maximální rychlosti  $v_{y_{max}}$ :

$$v_{y_{max}} = \sqrt{\frac{8 \cdot F_{T_{max}} - 2 \cdot m \cdot g}{\rho_{vzd} \cdot S_y \cdot c_{D_y}}} \quad (\text{Rovnice 1.42})$$

kde:  $S_y$  : průmět plochy kvadrokoptery do roviny kolmé na osu x [m<sup>2</sup>]

$c_{D_y}$  : součinitel odporu při stoupání kolmo vzhůru [-]

$v_{y_{max}}$  : maximální rychlost stoupání [m.s<sup>-1</sup>]

Odvozené vzorce pro výpočet maximální rychlosti najdou uplatnění při optimalizaci pohonné jednotky kvadrokoptery, která má již absolvovaný zkušební let se zaznamenanými údaji o průběhu letu. Analytický výpočet přesné hodnoty  $c_D$  je nemožný, řešení by mohlo být použito sofistikovaného výpočtového softwaru pro simulace obtékání. Nutno podotknout, že takto získané výsledky je velmi vhodné ověřit experimentem.

### 1.8.3 Výpočet tahu jednotlivých motorů s vlivem excentricity

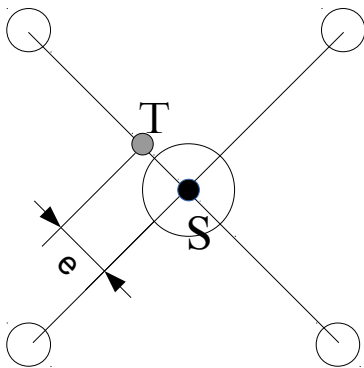
Problematika a níže odvozené vzorce souvisí s nesourodostí těžiště hmot (dále jen těžiště) s průsečíkem spojnic středů protilehlých motorů (dále jen střed). Názorně je tato nesourodost vyobrazena na obr. 19. Pokud těžiště leží na jedné spojnici mezi protilehlými motory, mluvíme o jednoosé nesourodosti, pokud ovšem těžiště neleží ani na jedné z os, je nesourodost dvouosá a výpočty jsou značně problematičtější. V této části se budeme zabývat jednoosou nesourodostí.

V důsledku tohoto problému nelze využít maximální možný výkon všech motorů. Pokud by došlo k nastavení maximálního výkonu na všech motorech, vznikl by moment k těžišti, který by měl za následek rotaci kvadrokoptery okolo těžiště.

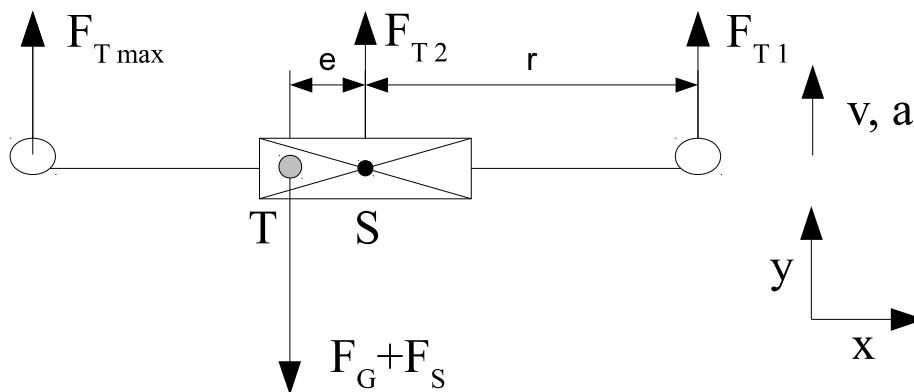
Dále se ve vzorcích bude uvádět parametr  $G$ . Jedná se o bezrozměrné poměrové číslo, které dává do poměru maximální tahovou sílu ku hmotnosti kvadrokoptery. Pro bezpečný let je nutné, mít  $G \geq 2$ . Čím je  $G$  vyšší, tím lépe a rychleji mění kvadrokoptera směr a rychlost letu. Při nízkých  $G$  může nastat situace, kdy po stažení výkonu motorů přejde kvadrokoptera do klesání, a po opětovném zvýšení výkonu motorů na maximum trvá dlouho, než se klesání zastaví a kvadrokoptera přejde do visu.

Ve výpočtech jsou provedeny následující zjednodušení: Pohyb je vertikální, přímočarý, rovnoměrně zrychlený; uvažuje se pouze jednoosá excentricita; z dynamických účinků je uvažována pouze setrvačná síla; je zanedbán odpor prostředí.

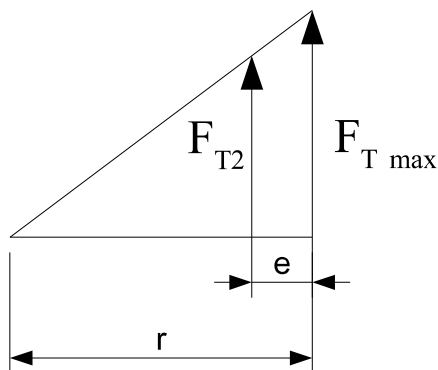
Při určování tahových sil vyjdeme z momentové podmínky k těžišti, poměru sil  $F_{T_{max}}$  a  $F_{T2}$  a rovnováhy sil v  $y$ -ovém směru. Síly působící na kvadrokopteru jsou znázorněny na obr. 20. Poměr sil  $F_{T_{max}}$  a  $F_{T2}$  je znázorněn na obr. 21.



Obr. 19: Znázornění středu a těžiště s vyznačením excentricity.



Obr. 20: Znárodnění rozdílých tahových sil a excentricity.



Obr. 21: Poměr tahových sil  $F_{T \max}$  a  $F_{T2}$ .

Počáteční podmínka pro rovnováhu momentů je následující:

$$\sum M_{T_i} = 0 \quad (\text{Rovnice 1.43})$$

$$F_{T1} \cdot (r + e) + 2 \cdot F_{T2} \cdot e - F_{T \max} \cdot (r - e) = 0 \quad (\text{Rovnice 1.44})$$

Další podmínkou je rovnováha sil v y-ovém směru:

$$\sum F_{y_i} = 0 \quad (\text{Rovnice 1.45})$$

$$F_{T \max} + 2 \cdot F_{T2} + F_{T1} - F_G - F_S = 0 \quad (\text{Rovnice 1.46})$$

Do rovnice 1.46 dosadím za  $F_G$  a  $F_S$  vztahy:

$$F_{T \max} + 2 \cdot F_{T2} + F_{T1} - m \cdot g \cdot G - m \cdot a = 0 \quad (\text{Rovnice 1.47})$$

Na základě obr. 21, vytvoříme vztah mezi  $F_{T \max}$  a  $F_{T2}$ :

$$\frac{F_{T \max}}{r} = \frac{F_{T2}}{r - e} \quad (\text{Rovnice 1.48})$$

$$F_{T2} = \frac{F_{T \max}}{r} \cdot (r - e) \quad (\text{Rovnice 1.49})$$

Do rovnice 1.44 dosadíme vztah 1.49:

$$F_{T_{max}} \cdot (r - e) = 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r} \cdot (r - e) \cdot e + F_{T_1} \cdot (r + e) \quad (\text{Rovnice 1.50})$$

$$F_{T_1} \cdot (r + e) = F_{T_{max}} \cdot (r - e) - 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r} \cdot (r - e) \cdot e \quad (\text{Rovnice 1.51})$$

$$F_{T_1} = \left( F_{T_{max}} \cdot (r - e) - 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r} \cdot (r - e) \cdot e \right) \cdot \frac{1}{r + e} \quad (\text{Rovnice 1.52})$$

Nyní do vztahu 1.47 dosadím rovnice 1.49 a 1.52:

$$F_{T_{max}} + 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r} \cdot (r - e) + \left( F_{T_{max}} \cdot (r - e) - 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r} \cdot (r - e) \cdot e \right) \cdot \frac{1}{r + e} - m \cdot g \cdot G - m \cdot a = 0 \quad (\text{Rovnice 1.53})$$

Matematickými úpravami získáme ze vztahu 1.53 přebytek tahu motorů G:

$$\frac{F_{T_{max}}}{m \cdot g} + 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r \cdot m \cdot g} \cdot (r - e) + \left( F_{T_{max}} \cdot (r - e) - 2 \cdot \frac{F_{T_{max}}}{r} \cdot (r - e) \cdot e \right) \cdot \frac{1}{(r + e) \cdot m \cdot g} - \frac{a}{g} = G \quad (\text{Rovnice 1.54})$$

kde:  $M_{T_i}$  : momenty k těžišti vyvozené silami [N.m]

$F_{T_1}, F_{T_2}, F_{T_{max}}$  : rozdílné tahové síly motorů [N]

r: délka ramene [m]

e: excentricita [m]

G: součinitel tahu motoru ku hmotnosti [-]



## **2 Praktická část**

## 2.1 Specifikace požadavků

Specifikace požadavků, dle zadavatele byla následující: UAV letoun musí být schopný nést gimbal s uloženou videokamerou zadaného typu. Pro snadnou a bezpečnou přepravu je nutné multikopteru jednoduše a bezpečně složit do transportního boxu. Složení a zpětné rozložení je nutné provést co nejrychleji, a pokud možno s vysokou mírou bezpečnosti sestavení proti chybě vzniklé lidským faktorem. Multicopter musí být snadno vyrobitelná, sestavení vyrobených komponent je nutné co nejjednoduší s ohledem na možnost výměny poškozených komponent. Další požadavek je na odolnost vůči povětrnostním vlivům, za tímto účelem jsou motory a středová část opatřeny kapotáží. Kapotáže jsou řešeny i s ohledem na design.

Požadavek kladený na podvozek je zajištění stability po přistání. Minimální vzdálenost mezi gimbalem ve vodorovné poloze a lyžinami podvozku byla zadavatelem stanovena na 70 mm. Dodržení této minimální vzdálenosti je nutné z důvodu minimalizace poškození gimbálu a videokamery při nešetrném přistání.

### 2.1.1 Varianty

V následujících tabulkách jsou vyobrazeny 3 kombinace konstrukčního řešení multicopterů. Kombinací lze vytvořit větší množství, než jsou jen tři níže vyobrazené. Po vytvoření tabulky s požadovanými parametry následuje propojení jednotlivých kolonek, vždy jedné z každého řádku. Tímto způsobem získáme koncept konstrukčního řešení. Následně je proveden komentář a odůvodnění vybrané varianty.

VARIANTA A				
elektromotor	SS		střídavý	
počet motorů	3	4	6	8
počet listů vrtule	2	3	4	<del>5</del>
počet ramen	3	4	6	<del>8</del>
z toho sklopných	0	1	2	4
° volnosti gimballu	0	1	2	3
přistávací zařízení	lyžiny	pružný drát	kola	měkký člen
materiál kapotáže	Al plech		plast	
materiál ramen	Al slitina	kompozit	plast	<del>ocel</del>
materiál těla	Al slitina	kompozit	ocel	<del>plast</del>
ramena	trubka	I	torzní skříň	Δ

Tab. 2: Varianta konstrukčního řešení multicopterů se čtyřmi motory (kvadrokoptery).

VARIANTA B				
elektromotor	SS		střídavý	
počet motorů	3	4	6	8
počet listů vrtule	2	3	4	<del>5</del>
počet ramen	3	4	6	<del>7</del>
z toho sklopných	0	1	2	4
° volnosti gimbалу	0	1	2	3
přístávací zařízení	lyžiny	pružný drát	kola	měkký člen
materiál kapotáže	Al plech		plast	
materiál ramen	Al slitina	kompozit	plast	<del>ocel</del>
materiál těla	Al slitina	kompozit	ocel	<del>plast</del>
ramena	trubka	I	torzní skříň	$\Delta$

Tab. 3: Varianta konstrukčního řešení multikoptery s třemi motory (trikoptery).

VARIANTA C				
elektromotor	SS		střídavý	
počet motorů	3	4	6	8
počet listů vrtule	2	3	4	<del>5</del>
počet ramen	3	4	6	<del>7</del>
z toho sklopných	0	1	2	4
° volnosti gimbálu	0	1	2	3
přístávací zařízení	lyžiny	pružný drát	kola	měkký člen
materiál kapotáže	Al plech		plast	
materiál ramen	Al slitina	kompozit	plast	<del>ocel</del>
materiál těla	Al slitina	kompozit	ocel	<del>plast</del>
ramena	trubka	I	torzní skříň	$\Delta$

Tab. 4: Varianta konstrukčního řešení multikoptery s osmi motory (oktakopty).

Za konstrukční řešení jsem zvolil variantu A. Střídavé motory je vhodné použít pro jejich lepší účinnost. Čtyři motory jsou vzhledem k požadované nesené výbavě postačující. Dvoulisté vrtule volím pro jejich dobrou účinnost a snadnější dovážení oproti vrtulím třílistým. Pro čtyři motory je nutno použít čtyři ramena. Volím dvě sklopná ramena, pro přepravu je tento počet dostačující, v případě použití čtyř sklopných ramen by zbytečně narostla hmotnost. Gimbal s dvěma osami rotace je dostačující, třetí osu rotace nahradí natačení kvadroptery, s použitím 3° volnosti by zbytečně narostla hmotnost. Jako hmotnostně výhodné, a přitom dostatečně odolné přístávací zařízení, se zdají být lyžiny. Materiál kapotáže je plast, kvůli snadné vyrobitelnosti i složitějších tvarů. Pro ramena volím trubku z Al slitiny, neboť je hmotnostně i pevnostně přijatelná a lze jí snadno objednat u dodavatele Al profilů. Jako materiál středové části těla jsem zvolil Al slitinu pro snadnou výrobu desky pomocí řezání vodním paprskem.

Jako zajímavá se jeví i konstrukční varianta B, ovšem trikoptyery jsou obecně složitější na řízení kvůli nutnosti naklánění jednoho z motorů. Z tohoto požadavku na ovládání vyplývá vyšší konstrukční složitost a hmotnost ramene s naklápěním motoru.

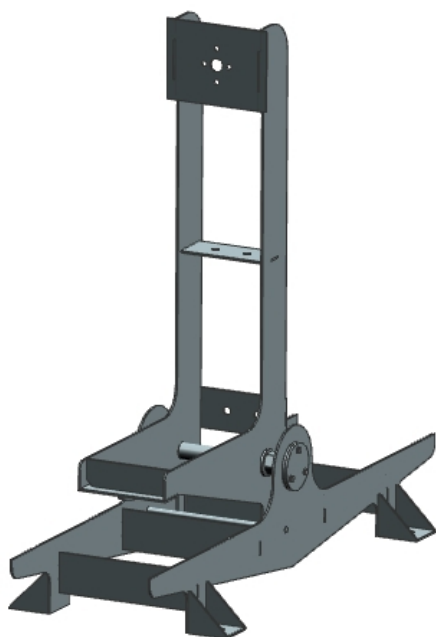
Varianta C je konstrukčně podobná variantě A. Pokud by bylo nutné nést větší výstroj, lze po jednoduchých konstrukčních úpravách varianty A provést upgrade na osmi motorovou kvadrokoptyeru. Velkou výhodou zde je použití dvou motorů na jednom rameni. Tímto konstrukčním uspořádáním lze docílit dvojnásobného navýšení tahu s minimálním navýšením hmotnosti vlastní konstrukce. Ovšem pro zadanou nesenou výstroj je tato varianta multikoptyery zbytečně výkonná. V neposlední řadě by stoupla i pořizovací cena vzhledem k použití dvojnásobného množství pohonných jednotek.

## 2.2 Konstrukční řešení standu pro testování

Stand byl navržen s ohledem na funkčnost a jednoduchost výroby. Jedná se o zvratnou páku, která má na jednom konci pohonnou jednotku a na konci druhém měřící zařízení. Přepákování je v poměru, který zvyšuje přesnost měření s ohledem na odečítací zařízení. Za nevýhodu lze považovat vznik vyšší reakce v místě odečítacího zařízení. Pokud by byla pohonná jednotka zaměněna za jinou, s vyšší tahovou silou, došlo by k překročení rozsahu měřícího zařízení.

Stand pro testování pohonných jednotek je vyhotoven z ocelových plechů tloušťky 2 mm. Jednotlivé díly jsou vyřezány pomocí laserového paprsku. Za tímto účelem byla vyhotovena 2D CAD data. Díly jsou k sobě svařeny.

Středová hřídel, ložiskové domky a zátky jsou zhotoveny na soustruhu. Předpnutí ložisek je vyvozeno zátkami a distanční podložkou.

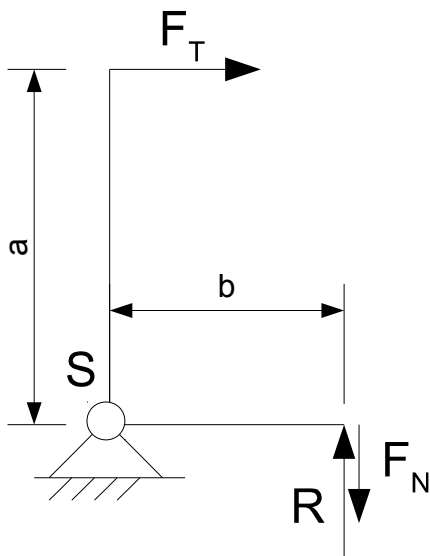


Obr. 22: Návrh standu pro testování pohonných jednotek.

### 2.2.1 Rozbor působících sil na standu

Na stand působí síly znázorněné na obr. 23. Jedná se o tahovou sílu vyvozenou pohonnou jednotkou, sílu od nevyváženosti soustavy a reakční sílu měřícího zařízení.

Při sestavení rovnic vyjdeme z podmínky, že moment k bodu S, vyvozený všemi silami musí být roven nule.



Obr. 23: Síly působící na stand.

Momentová podmínka k bodu S je:

$$\sum M_{iS} = 0 \quad (\text{Rovnice 2.1})$$

$$F_T \cdot a + F_N \cdot b - R \cdot b = 0 \quad (\text{Rovnice 2.2})$$

Nyní si musíme uvědomit, že síla od nevyvážky nám uměle zvyšuje moment od tahové síly pohonné jednotky. Nevývažek lze tedy změřit na zařízení v klidovém stavu a při měření ho odečítat. Pak tedy výpočet tahové síly z reakce a známého nevyvážku je následující:

$$F_T = \frac{R \cdot b - F_N \cdot b}{a} \quad (\text{Rovnice 2.3})$$

V případě, že jako měřící zařízení použijeme přesnou váhu, pak měření údaj R není síla, ale hmotnost, proto musíme R rozepsat na:

$$R = m \cdot g \quad (\text{Rovnice 2.4})$$

Naměření počáteční nevyvážek je tedy také hmotnost, pak:

$$F_N = m_N \cdot g \quad (\text{Rovnice 2.5})$$

Dosazením 2.4 a 2.5 do vztahu 2.3 získáme výsledný vztah:

$$F_T = \frac{m \cdot g \cdot b - m_N \cdot g \cdot b}{a} \quad (\text{Rovnice 2.6})$$

Lze přepsat do tvaru:

$$F_T = \frac{(m - m_N) \cdot g \cdot b}{a} \quad (\text{Rovnice 2.7})$$

- kde:  $F_T$ : tahová síla pohonné jednotky [N]  
 $F_N$ : síla od počátečního nevyvážku [N]  
 $m$ : naměřená hodnota hmotnosti při testu [kg]  
 $m_N$ : naměřená hmotnost počátečního nevyvážku [kg]  
 $g$ : gravitační zrychlení [ $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ]  
 $a$ : délka vertikálního ramene [m]  
 $b$ : délka horizontálního ramene [m]

Pro zjednodušený výpočet síly  $F_T$  v průběhu testu byl vzorec sepsán do tabulkového editoru.

## 2.3 Testování UAV

K testování pohonné jednotky, složené z elektromotoru a dvoulisté vrtule, slouží navržený a vyhotovený stand. Test je prováděn za účelem výběru nejvhodnější vrtule pro zadaný elektromotor.

Při testování je počáteční výkon pohonné jednotky 0% a skokově se zvyšuje až do hodnoty 100%. Krok navýšení je vždy 10%. Procentuální výkon je řízen pomocí PWM signálu.

Měřené veličiny jsou napětí, proud, reakční síla vzniklá v důsledku tahu motoru, teplota regulátoru a teplota zadní části statoru.

Testování proběhlo v klimatizované místnosti při teplotě 20°C. Pro napájení soustavy byl použit laboratorní zdroj Manson SPS6902. Řídící signál pro regulátor motoru byl generován pomocí open-source platformy Arduino UNO (dále jen platformy).

### 2.3.1 Specifikace pohonné jednotky

K pohonu kvadrokoptery je určen střídavý elektromotor, speciálně určený pro multikoptery. Technické parametry uváděné výrobcem jsou zapsány níže.

název:	AX4008-D
typ:	střídavý elektromotor
kV:	620 ot. / V
max. I:	20 A (trvale)
vnější Ø:	45 mm
výška:	31 mm (od spodní části unašeče po kotvící desku statoru)

hmotnost: 83 g

Dále bylo vybráno pro test 5 odlišných vrtulí:

označení: 8x4,5 SF

průměr: 203 mm

stoupání: 114 mm

materiál: plast

hmotnost: 5,4 g

označení: 10x4,5 SF

průměr: 254 mm

stoupání: 114 mm

materiál: plast

hmotnost: 8,2 g

označení: 11x4,7 Gemfan

průměr: 279 mm

stoupání: 119 mm

materiál: plast

hmotnost: 9,4 g

označení: 12x4,5 SF

průměr: 305 mm

stoupání: 114 mm

materiál: plast

hmotnost: 12,4 g

označení: 13x4 Turnigy

průměr: 330 mm

stoupání: 102

materiál: kompozit na bázi uhlíku

hmotnost: 19,4 g

### 2.3.2 Návrh testovacího cyklu

Testovací cyklus je složen z 10 kroků s navýšením po 10% výkonu. Po navýšení je výdrž na dané hodnotě 10 sec. ,ve které se s krokem 200 ms. zapisují měřené hodnoty pomocí postprocesoru do datového souboru. Výsledná hodnota měřené veličiny pro daný procentuální výkon je tedy aritmetický průměr z šedesáti hodnot zaznamenaných pomocí platformy.

Z důvodu absence tenzometrů je pro výpis tíhy vyvozené tahovou silou motoru použita přesná digitální váha.

Pro přesnou regulaci procentuálního výkonu motoru je použit PWM signál generovaný platformou Arduino Uno.

### 2.3.3 Tabulky naměřených hodnot

V následujících tabulkách jsou zaznamenány naměřené hodnoty pro danou pohonnou jednotku. Pohonná jednotka se skládá vždy z totožného elektromotoru v kombinaci s různou vrtulí. Pohonná jednotka byla napájena napětím 11,1 V, 14,8V a 16,8V. Hodnota 11,1 V je jmenovité napětí pro 3 článkovou Li-Polymer baterii. Hodnota 14,8 V je jmenovité napětí pro 4 článkovou Li-Polymer baterii. 16,8 V je hodnota maximálního napětí pro plně nabitý 3 článkový akumulátor Li-Polymer.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 8x4,5 SF										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	11,1									
I [A]	0,3	0,5	0,8	1,1	1,4	1,6	2,1	2,7	3,5	4,1
Příkon [W]	3,33	5,55	8,88	12,21	15,54	17,76	23,31	29,97	38,85	45,51
T reg. [°C]	22,4	22,5	22,5	22,5	22,6	22,5	22,4	22,5	22,5	22,5
T mot. [°C]	25,0	24,6	24,3	23,9	23,6	23,6	23,8	23,9	23,7	23,9
F <sub>T</sub> [N]	0,14	0,40	0,68	0,95	1,22	1,47	1,81	2,31	2,92	3,24
FT/Příkon	0,042	0,072	0,077	0,078	0,079	0,083	0,078	0,077	0,075	0,071
R <sub>m</sub> [g]	29	81	139	194	248	300	369	470	595	661

Tab. 5: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 8x4,5 SF.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 10x4,5 SF										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	11,1									
I [A]	0,3	0,5	0,8	1,2	1,6	2,3	3,1	4,3	5,8	6,8
Příkon [W]	3,33	5,55	8,88	13,32	17,76	25,53	34,41	47,73	64,38	75,48
T reg. [°C]	23,5	23,2	23,1	22,9	22,8	22,9	22,8	22,8	22,8	22,9
T mot. [°C]	29,4	28,6	27,5	26,6	26,2	26,3	26,3	26,1	26,4	26,6
F <sub>T</sub> [N]	0,20	0,55	0,96	1,39	1,81	2,41	3,20	4,14	5,20	5,74
F <sub>T</sub> /Příkon	0,060	0,099	0,108	0,104	0,102	0,094	0,093	0,087	0,081	0,076
R <sub>m</sub> [g]	40	113	195	284	370	492	652	845	1060	1171

Tab. 6: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 10x4,5 SF.



AX 4008-D kV 620; vrtule: 11x4,7 Gemfan										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	11,1									
I [A]	0,3	0,6	0,9	1,3	1,8	2,6	3,7	5,2	7,0	8,1
Příkon [W]	3,33	6,66	9,99	14,43	19,98	28,86	41,07	57,72	77,70	89,91
T reg. [°C]	22,0	22,1	22,1	22,1	22,2	22,2	22,3	22,5	22,6	22,7
T mot. [°C]	26,2	25,9	25,8	25,5	25,3	25,3	25,5	26,0	26,2	26,6
F <sub>T</sub> [N]	0,23	0,66	1,07	1,60	2,14	2,91	3,87	5,05	6,30	6,97
F <sub>T</sub> /Příkon	0,069	0,099	0,107	0,111	0,107	0,101	0,094	0,087	0,081	0,078
R <sub>m</sub> [g]	47	134	219	327	437	593	790	1030	1284	1420

Tab. 7: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 11x4,7 Gemfan.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 12x4,5 SF										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	11,1									
I [A]	0,3	0,6	0,9	1,4	2,2	3,3	4,7	6,7	9,1	10,5
Příkon [W]	3,33	6,66	9,99	15,54	24,42	36,63	52,17	74,37	101,01	116,55
T reg. [°C]	22,5	22,4	22,3	22,3	22,3	22,2	22,4	22,4	22,6	22,7
T mot. [°C]	26,5	26,1	25,9	25,7	25,3	25,6	25,9	26,1	26,5	27,4
F <sub>T</sub> [N]	0,26	0,73	1,20	1,78	2,68	3,71	4,97	6,47	8,00	8,76
F <sub>T</sub> /Příkon	0,078	0,110	0,120	0,115	0,110	0,101	0,095	0,087	0,079	0,075
R <sub>m</sub> [g]	54	148	245	363	547	756	1014	1320	1630	1785

Tab. 8: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 12x4,5 SF.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 13x4 kompozit										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	11,1									
I [A]	0,3	0,6	0,9	1,3	1,7	2,4	3,3	4,6	6,1	7,2
Příkon [W]	3,33	6,66	9,99	14,43	18,87	26,64	36,63	51,06	67,71	79,92
T reg. [°C]	21,0	21,0	20,9	21,0	21,1	21,2	21,3	21,5	21,6	21,7
T mot. [°C]	22,7	22,6	22,5	22,6	22,8	23,0	23,5	24,0	24,5	25,0
F <sub>T</sub> [N]	0,21	0,59	1,01	1,50	1,98	2,68	3,61	4,71	5,93	6,64
F <sub>T</sub> /Příkon	0,063	0,089	0,101	0,104	0,105	0,101	0,099	0,092	0,088	0,083
R <sub>m</sub> [g]	42	121	205	305	404	547	736	960	1208	1353

Tab. 9: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 13x4 Turnigy.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 8x4,5 SF										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	14,8									
I [A]	0,4	0,7	1,1	1,4	1,8	2,3	3,1	4,2	5,6	6,5
Příkon [W]	5,92	10,36	16,28	20,72	26,64	34,04	45,88	62,16	82,88	96,20
T reg.	20,5	20,6	20,8	21,0	21,2	21,4	21,5	21,8	21,9	22,1
T mot.	20,9	20,9	21,2	21,6	21,9	22,5	23,1	23,5	24,1	24,6
F <sub>T</sub>	0,26	0,73	1,15	1,55	1,98	2,46	3,18	4,04	5,08	5,63
F <sub>T</sub> /Příkon	0,044	0,070	0,071	0,075	0,074	0,072	0,069	0,065	0,061	0,059
R <sub>m</sub> [g]	54	148	234	316	403	501	648	824	1035	1147

Tab. 10: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 8x4,5 SF.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 10x4,5 SF										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	14,8									
I [A]	0,4	0,7	1,2	1,7	2,4	3,5	5,0	6,9	9,4	10,9
Příkon [W]	5,92	10,36	17,76	25,16	35,52	51,80	74,00	102,12	139,12	161,32
T reg. [°C]	22,4	22,3	22,4	22,4	22,4	22,7	22,8	23,1	23,3	23,6
T mot. [°C]	27,8	26,8	26,1	25,9	25,8	26,1	26,4	27,0	27,5	28,3
F <sub>T</sub> [N]	0,38	0,94	1,65	2,26	3,02	4,12	5,45	6,96	8,66	9,56
F <sub>T</sub> /Příkon	0,064	0,091	0,093	0,090	0,085	0,080	0,074	0,068	0,062	0,059
R <sub>m</sub> [g]	77	192	337	460	616	840	1111	1418	1766	1950

Tab. 11: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 10x4,5 SF.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 11x4,7 Gemfan										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	14,8									
I [A]	0,4	0,7	1,3	1,8	2,7	4,1	6,0	8,3	11,1	12,8
Příkon [W]	5,92	10,36	19,24	26,64	39,96	60,68	88,80	122,84	164,28	189,44
T reg. [°C]	21,8	21,8	21,9	22,0	22,2	22,3	22,6	23,0	23,5	23,7
T mot. [°C]	25,3	24,9	24,8	24,9	25,2	25,7	26,3	26,9	28,3	29,7
F <sub>T</sub> [N]	0,50	1,04	1,83	2,58	3,63	5,01	6,64	8,39	10,25	11,38
F <sub>T</sub> /Příkon	0,084	0,100	0,095	0,097	0,091	0,083	0,075	0,068	0,062	0,060
R <sub>m</sub> [g]	102	213	373	525	741	1021	1353	1710	2090	2320

Tab. 12: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 11x4,7 Gemfan.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 12x4,5 SF										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	14,8									
I [A]	0,4	0,7	1,3	2,1	3,3	5,2	7,7	10,6	14,2	16,3
Příkon [W]	5,92	10,36	19,24	31,08	48,84	76,96	113,96	156,88	210,16	241,24
T reg. [°C]	22,6	22,6	22,7	22,8	22,9	23,1	23,3	23,7	24,2	24,6
T mot. [°C]	29,3	28,7	27,9	27,4	27,1	27,2	28,2	29,7	31,9	34,5
F <sub>T</sub> [N]	0,48	1,16	2,01	3,11	4,55	6,35	8,46	10,57	12,96	14,13
F <sub>T</sub> /Příkon	0,081	0,112	0,104	0,100	0,093	0,083	0,074	0,067	0,062	0,059
R <sub>m</sub> [g]	97	236	409	635	928	1295	1725	2154	2642	2880

Tab. 13: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 12x4,5 SF.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 13x4 kompozit										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	14,8									
I [A]	0,4	0,7	1,2	1,7	2,5	3,6	5,2	7,2	9,7	11,2
Příkon [W]	5,92	10,36	17,76	25,16	37,00	53,28	76,96	106,56	143,56	165,76
T reg. [°C]	21,6	21,6	21,7	21,7	21,8	21,8	22,1	22,4	22,7	22,8
T mot. [°C]	24,7	24,4	24,1	24,0	24,5	25,1	25,6	26,2	27,0	28,4
F <sub>T</sub> [N]	0,39	1,00	1,72	2,44	3,37	4,71	6,28	8,07	9,95	11,13
F <sub>T</sub> /Příkon	0,066	0,097	0,097	0,097	0,091	0,088	0,082	0,076	0,069	0,067
R <sub>m</sub> [g]	80	203	350	497	687	960	1281	1646	2028	2270

Tab. 14: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 13x4 Turnigy.

AX 4008-D kV 620; vrtule: 12x4,5										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	16,8									
I [A]	0,4	0,8	1,5	2,5	4,0	6,4	9,4	12,8	17,2	19,6
Příkon [W]	6,72	13,44	25,20	42,00	67,20	107,52	157,92	215,04	288,96	329,28
T reg. [°C]	23,1	23,0	23,0	23,0	23,1	23,4	23,9	24,3	25,0	25,6
T mot. [°C]	30,9	30,0	29,4	29,2	29,2	29,4	30,4	32,1	34,5	38,9
$F_T$ [N]	0,61	1,44	2,51	3,92	5,67	8,00	10,47	12,90	15,60	17,17
$F_T$ /Příkon	0,091	0,107	0,100	0,093	0,084	0,074	0,066	0,060	0,054	0,052
$R_m$ [g]	125	293	512	800	1155	1631	2134	2630	3180	3500

Tab. 15: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 12x4,5 SF.

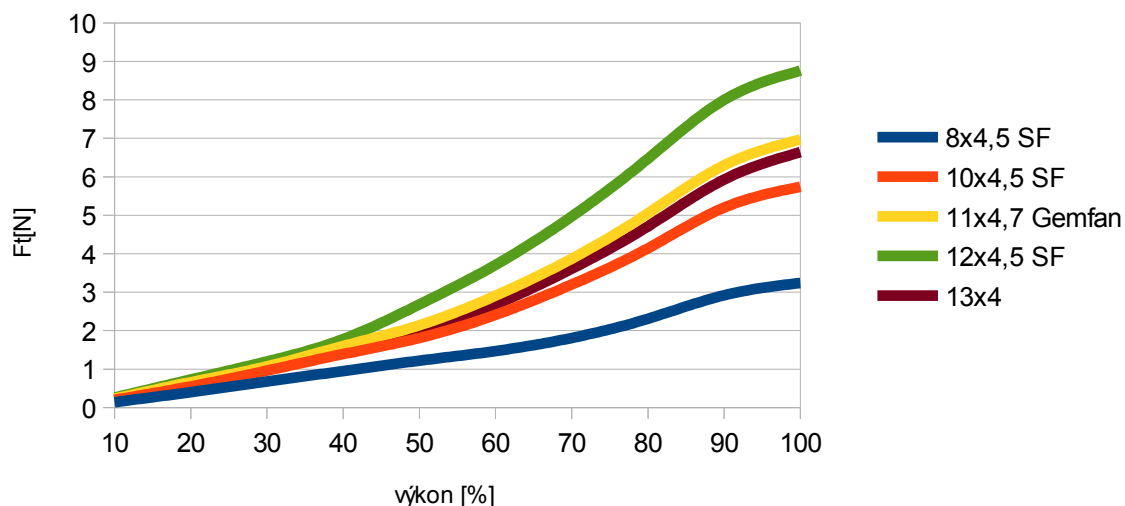
AX 4008-D kV 620; vrtule: 13x4 kompozit										
Výkon [%]	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
U [V]	16,8									
I [A]	0,4	0,8	1,4	2,0	3,0	4,4	6,4	8,8	11,8	13,6
Příkon [W]	6,72	13,44	23,52	33,60	50,40	73,92	107,52	147,84	198,24	228,48
T reg. [°C]	22,0	22,0	22,0	22,1	22,2	22,3	22,5	22,8	23,3	23,7
T mot. [°C]	26,6	25,8	25,2	25,1	25,4	26,1	26,9	28,0	29,4	31,3
$F_T$ [N]	0,51	1,28	2,12	2,98	4,32	5,99	7,93	10,09	12,51	13,77
$F_T$ /Příkon	0,076	0,095	0,090	0,089	0,086	0,081	0,074	0,068	0,063	0,060
$R_m$ [g]	103	260	432	607	880	1221	1616	2058	2550	2808

Tab. 16: Pohonná jednotka AX 4008-D s vrtulí 13x4 Turnigy.

### 2.3.4 Grafické vyhodnocení měření

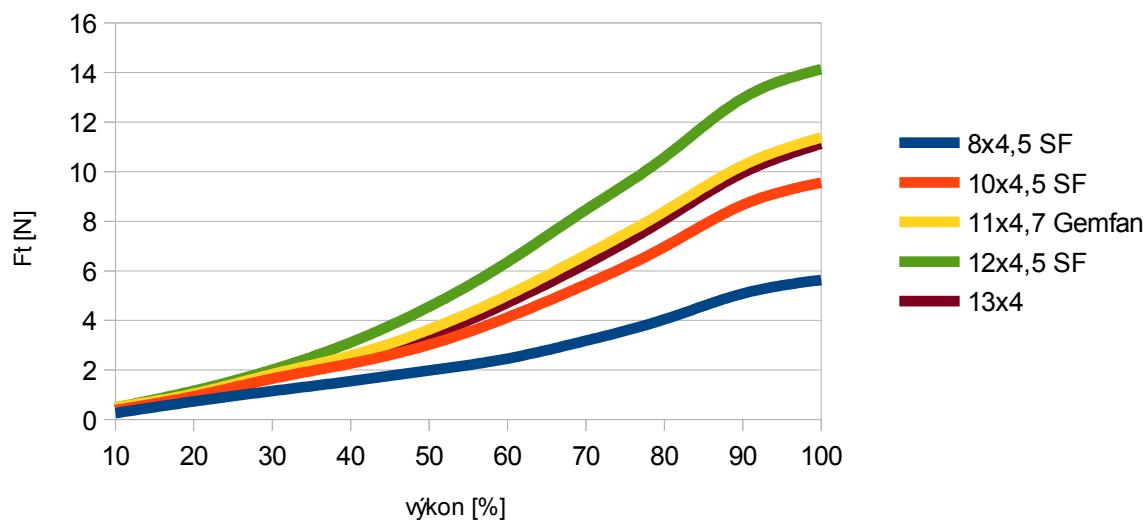
Z tabulek v předešlé podkapitole byly vytvořeny následující grafy. Výsledky a závěry z grafů jsou okomentovány v shrnutí měření.

Závislost tahové síly na výkonu při napětí 11,1 V



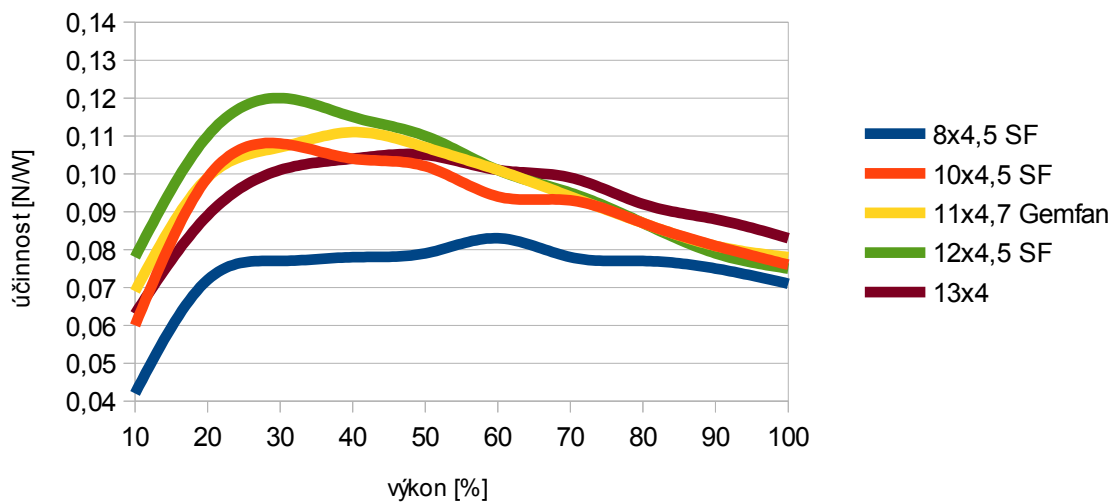
Obr. 24: Graf závislosti tahové síly motoru  $F_T$  na procentuálním výkonu při 11,1 V.

### Závislost tahové síly na výkonu při napětí 14,8 V



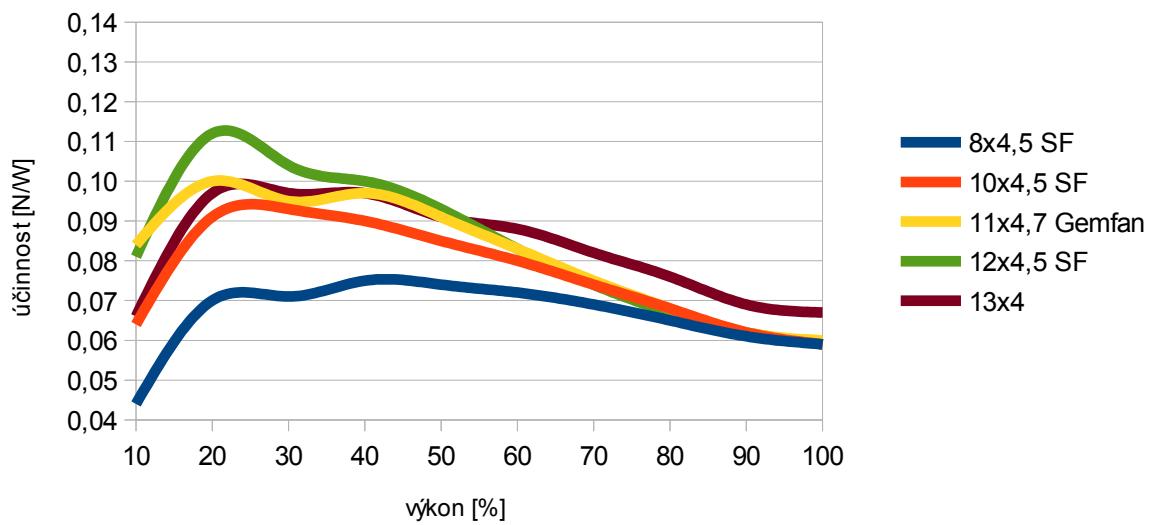
Obr. 25: Graf závislosti tahové síly motoru  $F_T$  na procentuálním výkonu při 14,8 V.

### Závislost účinnosti na výkonu při napětí 11,1 V



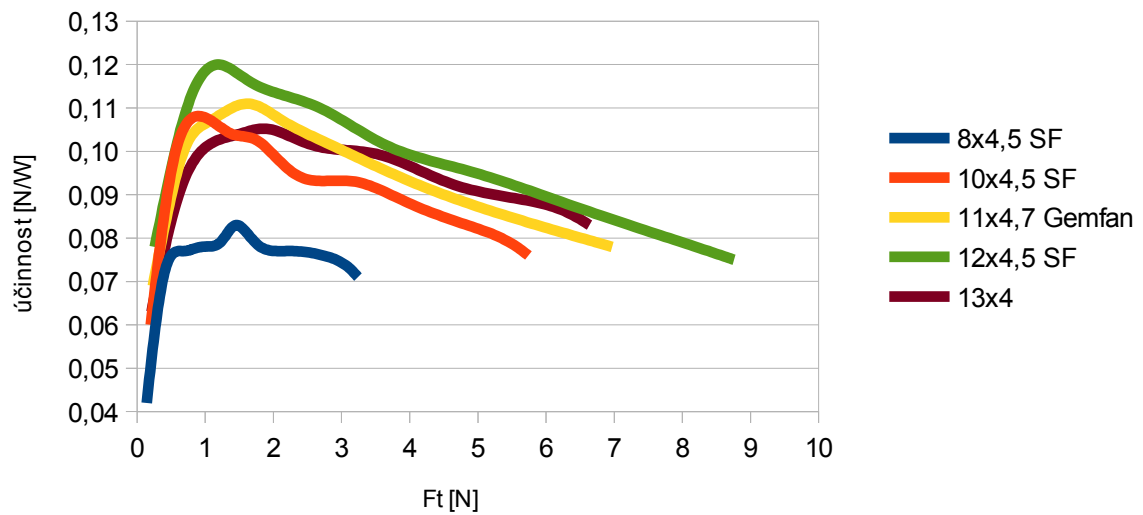
Obr. 26: Graf závislosti účinnosti na procentuálním výkonu při napětí 11,1 V.

### Závislost účinnosti na výkonu při napětí 14,8 V



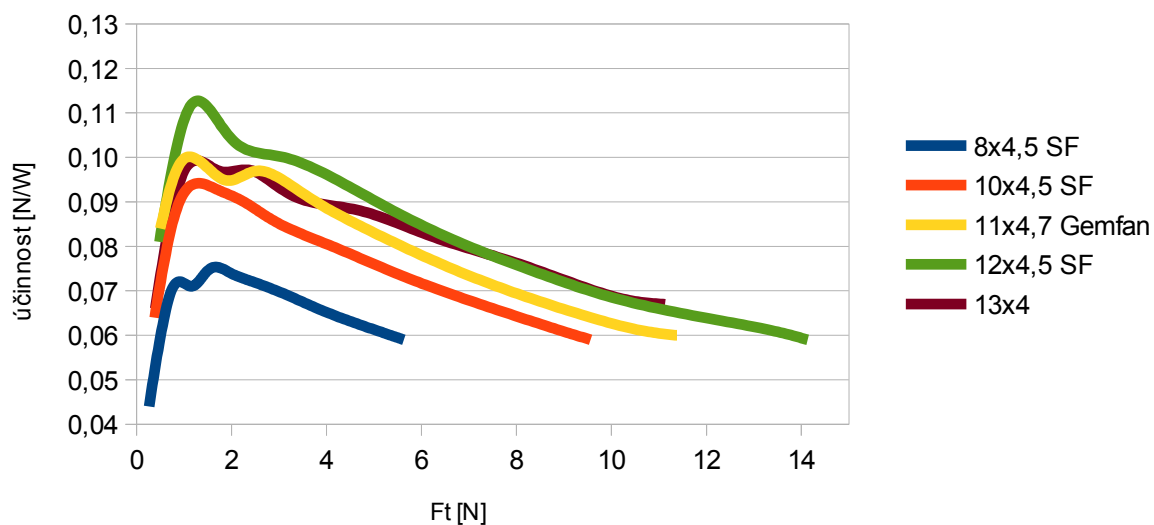
Obr. 27: Graf závislosti účinnosti na procentuálním výkonu při napětí 14,8 V.

### Závislost účinnosti na tahové síle při napětí 11,1 V



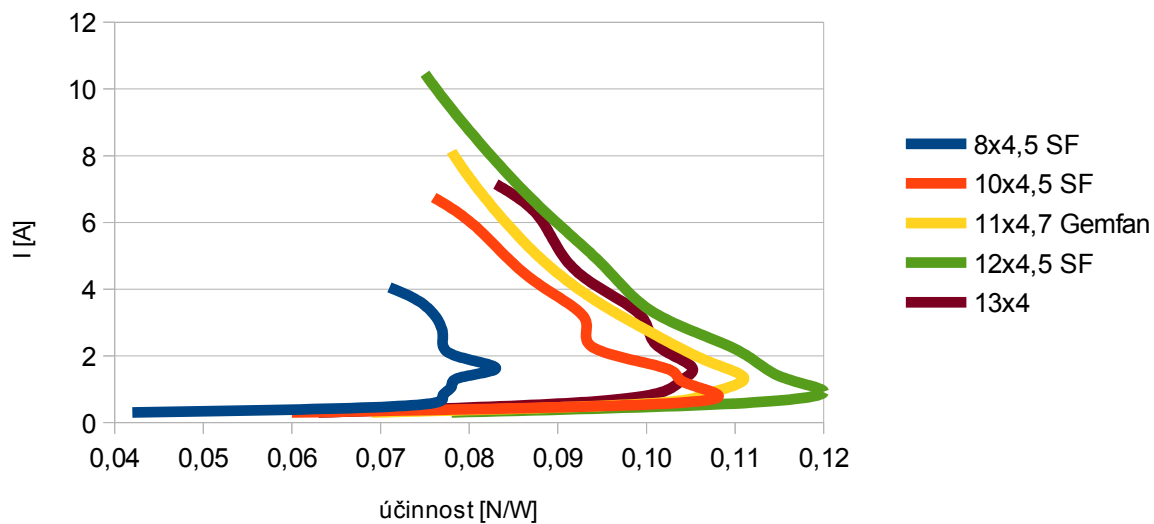
Obr. 28: Graf závislosti účinnosti na tahové síle motoru  $F_T$  při napětí 11,1 V.

### Závislost účinnosti na tahové síle při napětí 14,8 V



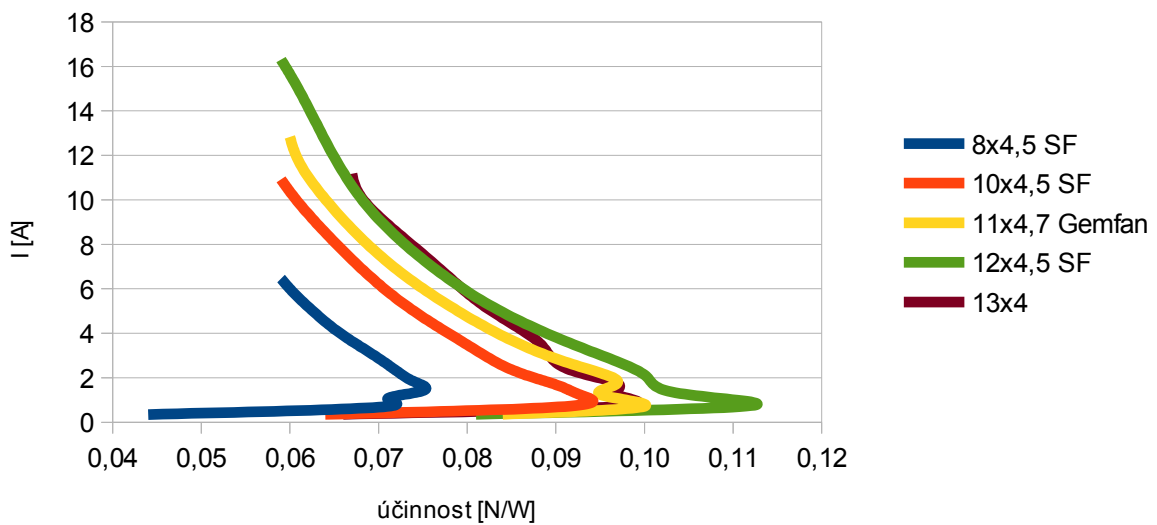
Obr. 29: Graf závislosti účinnosti na tahové síle motoru F<sub>T</sub> při napětí 14,8 V.

### Závislost proudu na účinnosti při napětí 11,1 V



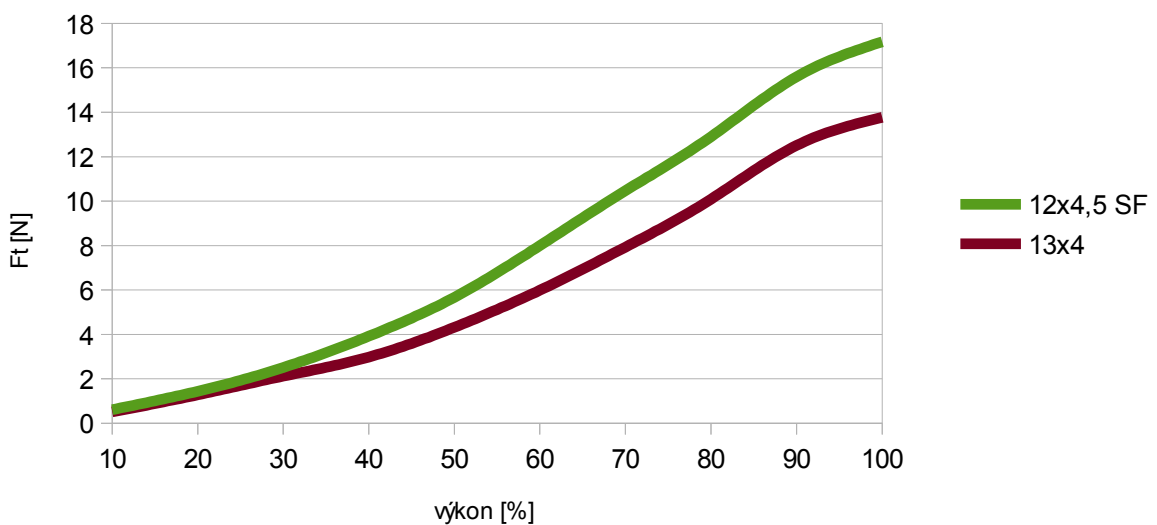
Obr. 30: Graf závislosti proudu a účinnosti při napětí 11,1 V.

### Závislost proudu na účinnosti při napětí 14,8 V



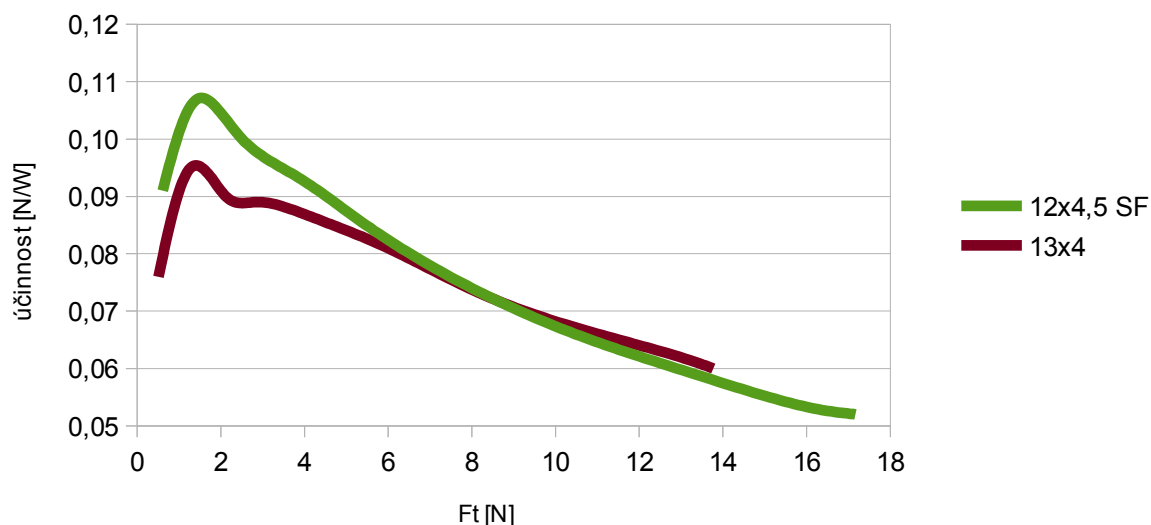
Obr. 31: Graf závislosti proudu a účinnosti při napětí 14,8 V.

### Závislost tahové síly na výkonu při napětí 16,8 V



Obr. 32: Graf závislosti tahové síly motoru  $F_T$  na procentuálním výkonu při napětí 16,8 V u vybraných typů pohonných jednotek. Lze si všimnout, že vyšší tahovou sílu vyvodí vrtule 12x4,5 SF.

### Závislost účinnosti na tahové síle při napětí 16,8 V



Obr. 33: Graf závislosti účinnosti na tahové síle motoru  $F_T$  při napětí 16,8 V u vybraných typů pohonných jednotek. Lze si všimnout, že od hodnoty cca 8 N má vyšší účinnost vrtule 13x4 i přesto, že vyvodí menší tahovou sílu (viz obr. 32).

#### 2.3.5 Shrnutí měření

Z grafů vyplývá, že největší tahová síla  $F_T$  je při všech měřených napětích (11,1 V, 14,8 V a 16,8 V) schopna vyvodit pohonná jednotka s vrtulí 12x4,5 SF. Za zmínku stojí definovaný pojem účinnost, který není bezrozměrná veličina, ale udává, jakou lze vyvodit tahovou sílu  $F_T$  při využití 1 Wattu příkonu. Tento parametr je maximalizační, tudíž nejvyšší dosažená hodnota je nejvhodnější. Při vyvození tahové síly 7 N (potřebný tah pro vis) jsou vrtule 12x4,5 SF a 13x4 stejně výhodné z hlediska účinnosti. Pokud dále navyšujeme tah, je z hlediska účinnosti výhodnější vrtule 13x4 vyrobená z kompozitu na bázi uhlíku. Nejspíše vyšší tuhost vrtule 13x4 je hlavní faktor zvyhodňující tuto vrtuli oproti 12x4,5 SF vyrobené z plastu. Z grafické závislosti na obr. 32 ovšem vyplývá, že vrtule 12x4,5 SF oproti 13x4 je schopna vyvodit vyšší tahovou sílu  $F_T$ . Z tohoto důvodu bych pohonnou jednotku s vrtulí 12x4,5 SF považoval za výhodnější. Rozdíl účinností je nepatrný, ale rozdíl maximální tahové síly činí cca 3 N, což není zanedbatelné.

Grafy na obr. 30 a 31 jsou spíše orientační a slouží jen k utvoření představy o proudovém odběru při zvolené účinnosti.

Zaznamenané teploty motoru a regulátoru v tab. 5 až 16, mají spíše informační charakter a slouží jen ke kontrole, zda není komponenta nadměrně zatěžována. Počáteční pokles teploty motoru při navyšování procentuálního výkonu je zapříčiněn lepším odvodem tepla v důsledku proudění vzduchu motorem.



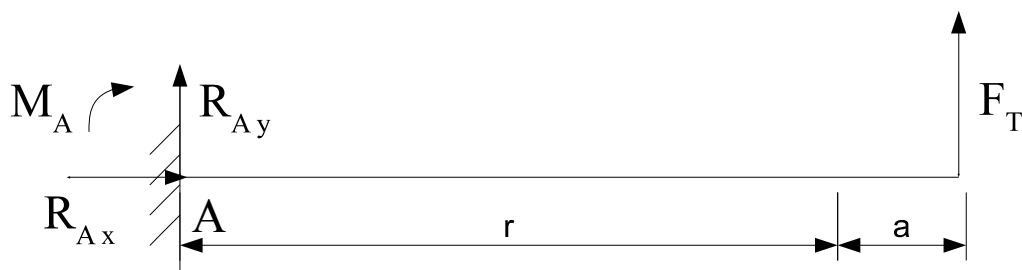
## 2.4 Návrh konstrukce vybraného typu UAV

Při návrhu konstrukce vybraného letounu byl proveden analytický výpočet maximálního napětí v nosníku. Pro zjištění napjatosti motorového lože byla provedena FEM analýza za použití sofistikovaného softwaru pro řešení těchto úloh.

Z konstrukčního hlediska bylo nutné vyřešit sklápění dvou ramen multicopteru, pro snadnou a bezpečnou přepravu s ohledem na rychlost složení a zamezení lidské chyby při manipulaci se sklápěcím mechanismem.

### 2.4.1 Analytický výpočet ramene

Pro zjednodušení uvažujeme pouze ohybové namáhání ramene od maximální tahové síly motoru. Zadavatelem definovaná bezpečnost je vysoká z důvodu provozu v těžkých podmínkách a možnosti kontaktu s objektem za letu. Grafické zobrazení je na obr. 34. Kde  $r$  je délka ramene,  $a$  je vzdálenost mezi středem motoru a koncem ramene. Část  $a$  je považována za absolutně tuhou. Rameno je vyhotoveno z trubky z materiálu 6061-T4.



Obr. 34: Znárodnění působící tahové síly na rameno.

Nejprve provedu sestavení obecných rovnic nutných k výpočtu, poté do nich dosadím zadané hodnoty.

Součet momentů k bodu A musí být roven nule:

$$\sum M_{iA} = 0 \quad (\text{Rovnice 2.8})$$

$$M_A - F_T \cdot (a + r) = 0 \quad (\text{Rovnice 2.9})$$

Tedy reakční moment v bodu A je:

$$M_A = F_T \cdot (a + r) \quad (\text{Rovnice 2.10})$$

Součet sil v ose x musí být roven nule:

$$\sum F_{ix} = 0 \quad (\text{Rovnice 2.11})$$

Po dosazení vyjde nulová reakce:

$$R_{Ax} = 0 \quad (\text{Rovnice 2.12})$$

Součet sil v ose y musí být roven nule:

$$\sum F_{iy} = 0 \quad (\text{Rovnice 2.13})$$

$$R_A + F_T = 0 \quad (\text{Rovnice 2.14})$$

Znaménko – v následující rovnici značí opačný smysl, než je znázorněný na obr. 34.  
Reakční síla v bodě A je tedy:

$$R_A = -F_T \quad (\text{Rovnice 2.15})$$

Nyní určíme vnitřní ohybový moment vyvozený silou  $F_T$ , kde  $x$  je vzdálenost braná od začátku ramene, ze strany blíže k motoru:

$$M(x) - F_T \cdot (x + a) = 0 \quad (\text{Rovnice 2.16})$$

$$M(x) = F_T \cdot (x + a) \quad (\text{Rovnice 2.17})$$

Vnitřní posouvající síla  $T(x)$  není pro výpočet nutná, ale pro úplnost jí uvedu:

$$T(x) + F_T = 0 \quad (\text{Rovnice 2.18})$$

$$T(x) = -F_T \quad (\text{Rovnice 2.19})$$

Z rovnice 2.10 je zřejmé, že funkce  $M(x)$  bude nabývat maxima pro hodnotu  $x=r$ .

Pevnostní podmínka pro ohyb má tvar:

$$\sigma_{max} \leq \sigma_{dov} \quad (\text{Rovnice 2.20})$$

$$\sigma_{dov} = \frac{\sigma_k}{k} \quad (\text{Rovnice 2.21})$$

Nyní určíme průřezové charakteristiky profilu, jako první modul průřezu v ohybu:

$$W_O = \frac{J_Z}{e} \quad (\text{Rovnice 2.22})$$

$e$  je vzdálenost krajních vláken a je tedy rovna:

$$e = \frac{D}{2} \quad (\text{Rovnice 2.23})$$

Další charakteristikou je kvadratický moment průřezu:

$$J_Z = \frac{\pi \cdot D^4}{64} - \frac{\pi \cdot d^4}{64} \quad (\text{Rovnice 2.24})$$

Do rovnice 2.22 dosadím 2.23 a 2.24:

$$W_O = \left( \frac{\pi \cdot D^4}{64} - \frac{\pi \cdot d^4}{64} \right) \cdot \frac{2}{D} \quad (\text{Rovnice 2.25})$$

Maximální ohybové napětí je tedy:

$$\sigma_{max} = \frac{M(x=r)}{W_O} \quad (\text{Rovnice 2.26})$$

Dosažením rovnic 2.17 a 2.25 do vztahu 2.26 dostaneme výsledné maximální ohybové napětí:

$$\sigma_{max} = \frac{F_T \cdot (r + a)}{\left(\frac{\pi \cdot D^4}{64} - \frac{\pi \cdot d^4}{64}\right) \cdot \frac{2}{D}} \quad (\text{Rovnice 2.27})$$

Zadané číselné hodnoty jsou:  $a = 31 \text{ mm}$

$$r = 250 \text{ mm}$$

$$F_T = 30 \text{ N}$$

$$k = 8$$

$$\sigma_k = 145 \text{ MPa}$$

$$D = 28 \text{ mm}$$

$$d = 26 \text{ mm}$$

Po dosažení číselných hodnot do vztahů získáme následující výsledky:

$$R_{Ax} = 0 \quad (\text{Rovnice 2.28})$$

$$M(r) = 30 \cdot (0,25 + 0,031) \quad (\text{Rovnice 2.29})$$

$$M(r) = 8,43 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$J_Z = \frac{\pi \cdot 28^4}{64} - \frac{\pi \cdot 26^4}{64} \quad (\text{Rovnice 2.30})$$

$$J_Z = 7740,1 \text{ mm}^4$$

$$e = \frac{28}{2} \quad (\text{Rovnice 2.31})$$

$$e = 14 \text{ mm}$$

$$W_O = 552,9 \text{ mm}^3$$

Nutno provést výpočet se základními jednotkami, aby napětí vyšlo v Pa. Pro převod  $\text{mm}^3$  na  $\text{m}^3$  vynásobím  $W_O \cdot 10^{-9}$ .

$$\sigma_{max} = \frac{8,43}{552,9 \cdot 10^{-9}} \quad (\text{Rovnice 2.32})$$

$$\sigma_{max} = 15\,246\,880,1 \text{ Pa} \doteq 15,3 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{dov} = \frac{145}{8} \quad (\text{Rovnice 2.33})$$

$$\sigma_{dov} \doteq 18,1 \text{ MPa}$$

Nyní dosadím 2.32 a 2.33 do rovnice a získám výsledek 2.20.

$$15,3 \leq 18,1 \quad (\text{Rovnice 2.34})$$

Ze vztahu 2.34 vyplývá, že pevnostní podmínka pro ohyb je splněna, a proto navržené rameno z hlediska pevnosti vyhovuje. Rozdíl mezi  $\sigma_{\max}$  a  $\sigma_{\text{dov}}$  není velký a rameno není zbytečně předimenzované.

Vysoký součinitel bezpečnosti  $k$  je požadován zadavatelem s ohledem na těžké provozní podmínky a možnost vzniku kolize s objektem.

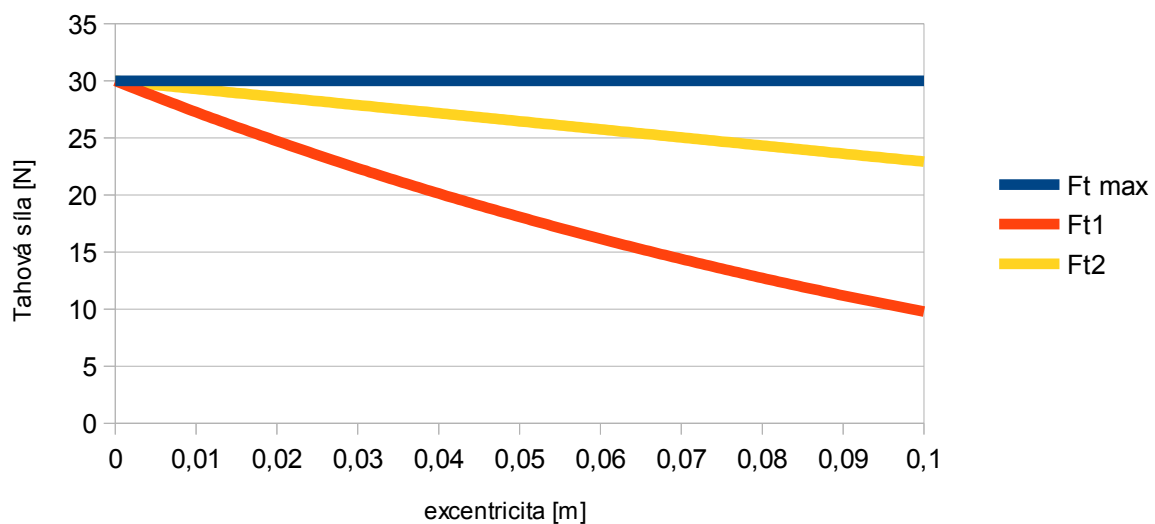
Průměry  $D$ ,  $d$  nemohly být voleny libovolně, neboť polotovary pro výrobu ramene je hliníková trubka, bylo tedy nutné volit průměry s ohledem na sortiment zboží od dodavatele.

## 2.4.2 Vliv excentricity na využitelný tah pohonných jednotek

V teoretické části této práce byl odvozen vztah pro výpočet maximálních tahových sil jednotlivých motorů při uvažované jednoosé excentricitě. Do obecných vztahů byly dosazeny parametry navrhované kvadrokoptery a následně zobrazeny závislosti pomocí grafů.

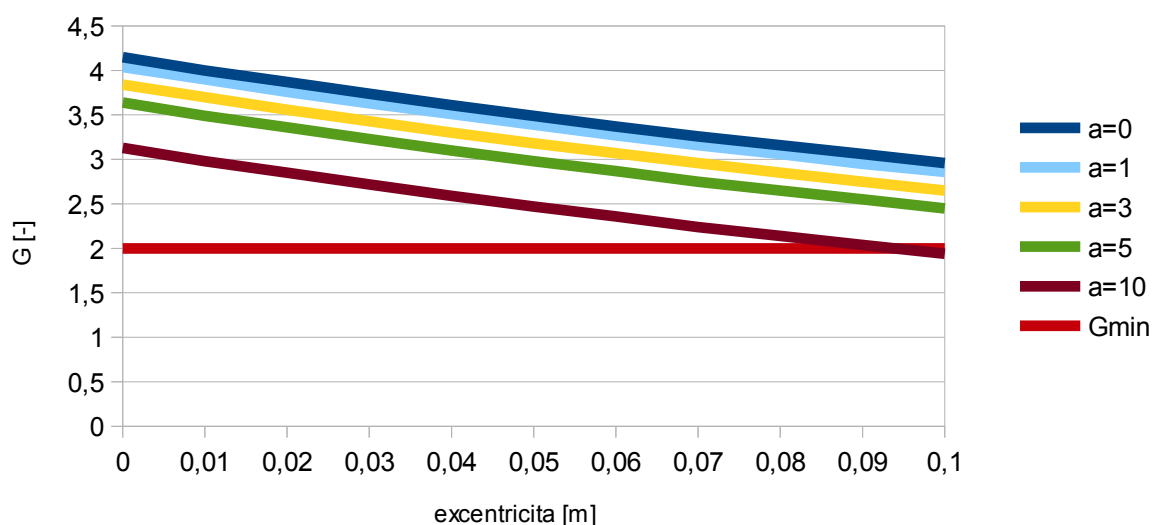
Zadaná údeje:	$F_{T \max}$ :	30 N
	$m$ :	2,95 kg
	$g$ :	9,81 $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$
	$r$ :	423,5 mm

Závislost tahových sil na excentricitě



Obr. 35: Graf zobrazující závislost tahové síly motoru  $F_T$  na excentricitě. Pro tento výpočet je hodnota zrychlení kvadrokoptery volena  $a=5 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$ .

### Závislost G na excentricitě pro různá zrychlení a



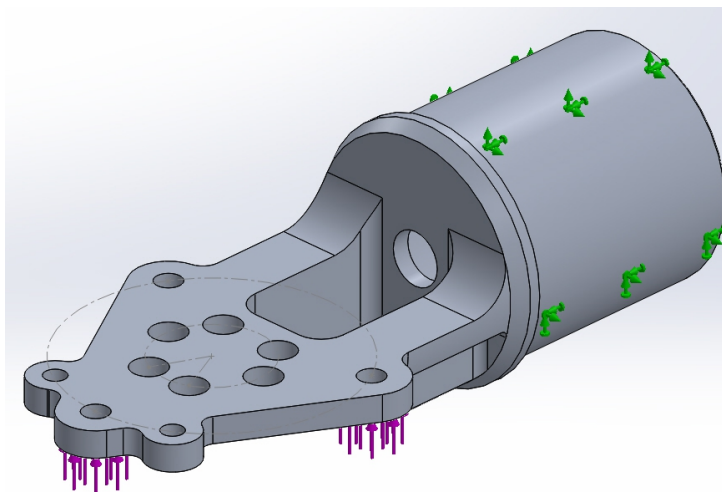
Obr. 36: Graf zobrazující závislost G na excentricitě pro různá zrychlení kvadrokoptery (od  $0 \text{ m.s}^{-2}$  až do  $10 \text{ m.s}^{-2}$ ). Dále je na grafu zobrazena přímka minimálního přípustného G.

Jak je vidět z grafu na obr. 35, má excentricita značný vliv na maximální možný tah jednotlivých motorů. Proto při konstrukci kvadrokoptery musí být snaha ztotožnění jejího těžiště a středu. Na obr. 36 je znázorněna závislost veličiny G a excentricity. Veličina G je bezrozměrné poměrové číslo, které udává do poměru celkový maximální využitelný tah motorů ku sumě sil, působících kolmo k zemi. Pokud je  $G=1$  je kvadrokoptera schopna pouze statického visu (bez počátečního výstupu!). Pro bezpečné létání je nutné mít  $G \geq 2$ . Čím je hodnota G vyšší, tím má kvadrokoptera lepší manévrovací schopnosti. Jak je vidět na obr. 36, tak při daných parametrech, zrychlení  $10 \text{ m.s}^{-2}$  a excentricitě cca  $0,095 \text{ m}$  dojde k poklesu poměrového čísla G pod hodnotu 2, což je nepřípustné. Nutno ovšem podotknout, že excentricita navržené kvadrokoptery nabývá hodnoty do  $0,02 \text{ m}$ . Pro tuto excentricitu je G cca 2,75 (odhadnuto z grafu na obr. 36) a tudíž je tento pohon vyhovující.

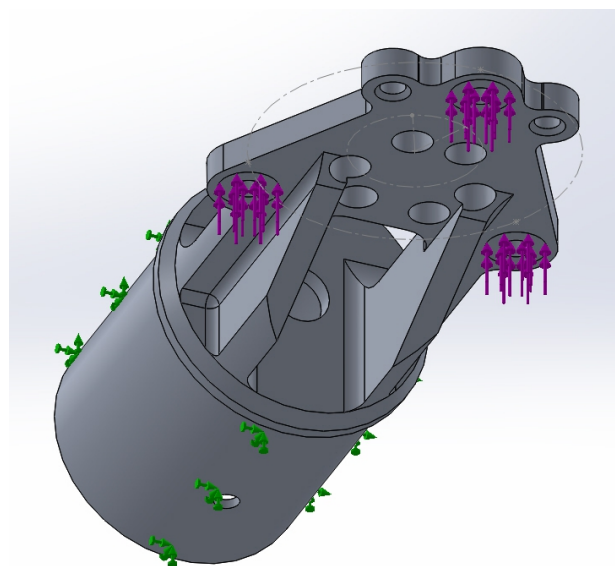
#### 2.4.3 FEM analýza motorového lože

Pro zjištění maximálních napětí a deformací v motorovém loži byla zvolena FEM analýza s použitím sofistikovaného softwaru. K tomuto kroku vedla nemožnost využití analytického výpočtu z důvodu tvarové složitosti součásti.

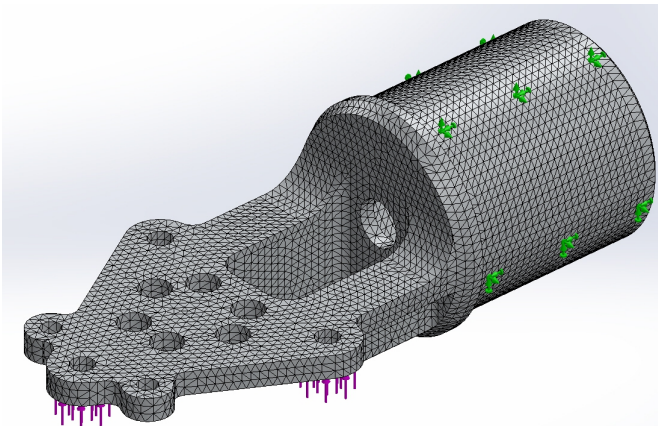
Zadané okrajové podmínky jsou následující: Maximální tahová síla motoru je rovnoměrně rozložena do tří regionů s plochou mezikruží. Ploše motorové lože, která je vsunuta do ramene, jsou zakázány všechny posuvy a rotace v prostoru (model vetknutí).  $F_{T \max} = 30 \text{ N}$  tedy jednotlivé síly jsou rovny  $10 \text{ N}$ .



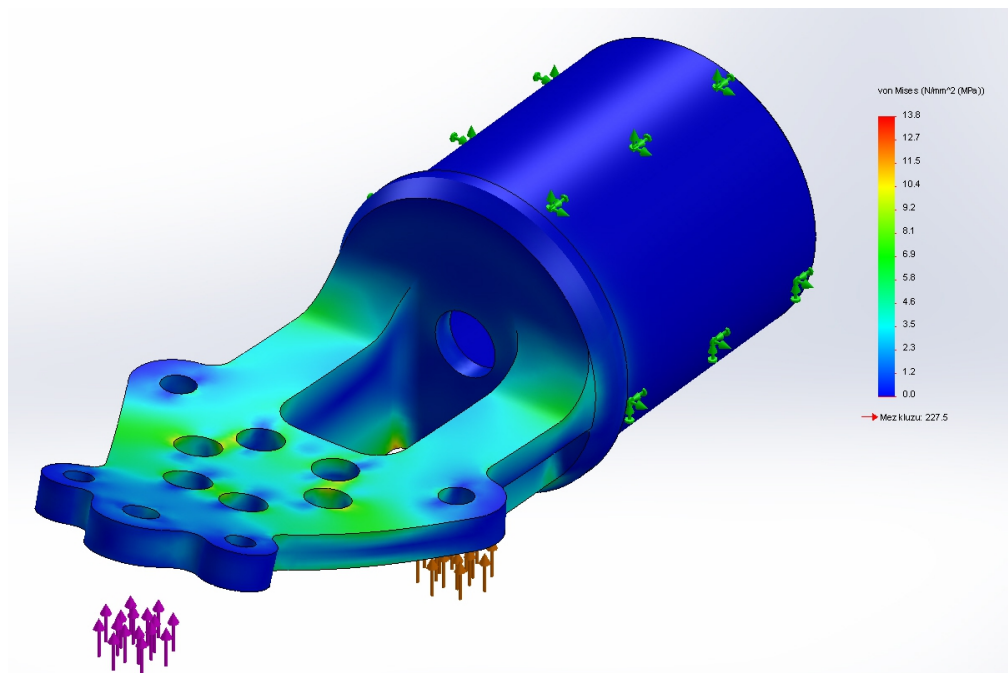
Obr. 37: Pohled na motorovou loži s okrajovými podmínkami.



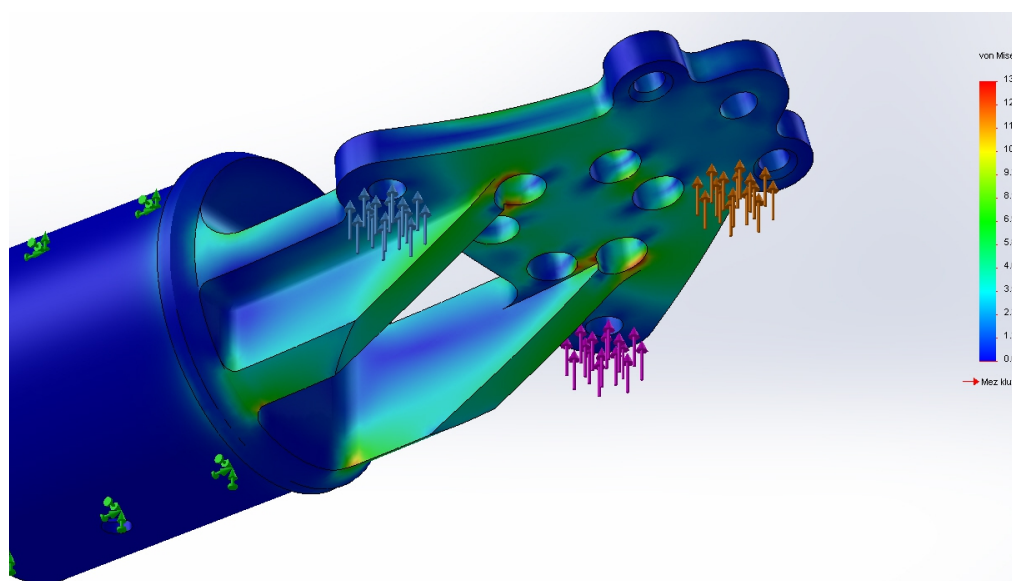
Obr. 38: Pohled na motorovou loži s okrajovými podmínkami. Lze s všimnout regionů pro definování místa působení sil tvaru mezikruží.



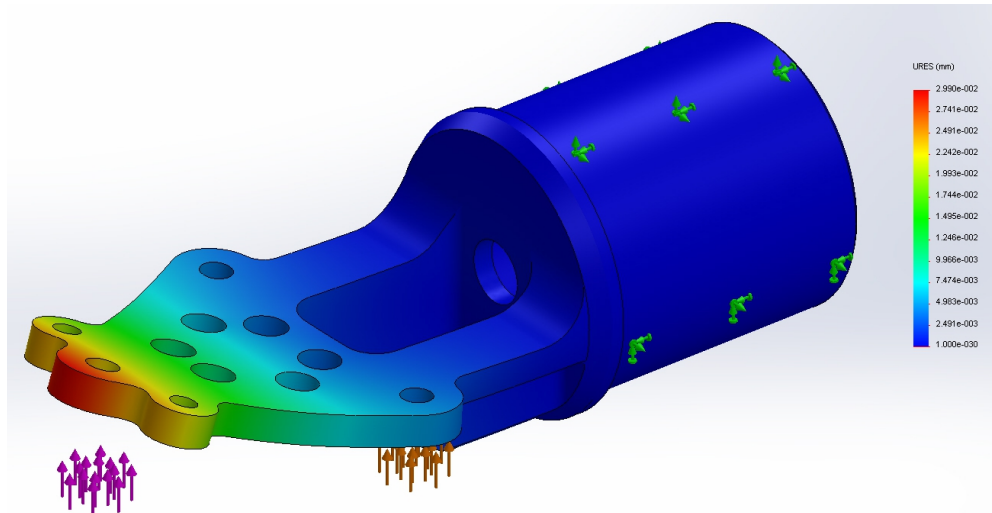
Obr. 39: Diskretizace modelu na konečně prvkovou síť.



Obr. 40: Zobrazení průběhu napětí dle metody Von Mises. Je zobrazen deformovaný model. Hodnota maximálního napětí je 13,8 MPa.



Obr. 41: Zobrazení průběhu napětí dle metody Von Mises. Je zobrazen deformovaný model. Dolní pohled. Hodnota maximálního napětí je 13,8 MPa.



Obr. 42: Zobrazení celkových deformací na deformovaném modelu. Maximální hodnota deformace je 0,029 mm.

Výsledná napětí působící v součásti dle Von Mises jsou nízká a nabývají maximálních hodnot pouze v místech tvarových přechodů součásti. Výsledná deformace přední části motorového lože bude v reálu nižší, protože dojde ke zvýšení tuhosti dimenzované součásti, kotvicí deskou statoru elektromotoru. S ohledem na těžké provozní podmínky a možnost kolize s objektem, je dle zadavatele takto nadimenzovaná součást přijatelná a již nebude upravována.

## 2.5 Gimbal

Na žádost zadavatele byl dále vyhotoven i koncepční návrh gimbálu. Gimbal je zařízení, které umožňuje rotační pohyb kamery či fotoaparátu v prostoru. Gimbal může být vyhotoven pro rotaci kolem jedné, dvou nebo tří os v prostoru. Zvolil jsem gimbal se dvěma osy rotace. Třetí osu rotace nahradí kvadrokoptera svým horizontálním rotačním pohybem (natáčením). Jelikož jsou na gimbálu dvě rotační osy, je nutné použít pro jejich ovládání dva střídavé elektromotory GBM4008. Kamera se bude moci pomocí gimbálu naklánět a naklápět. Z důvodu požadavku na malou energetickou náročnost pohonu gimbálu je nutné, aby osy pokud možno procházely těžištěm soustavy.

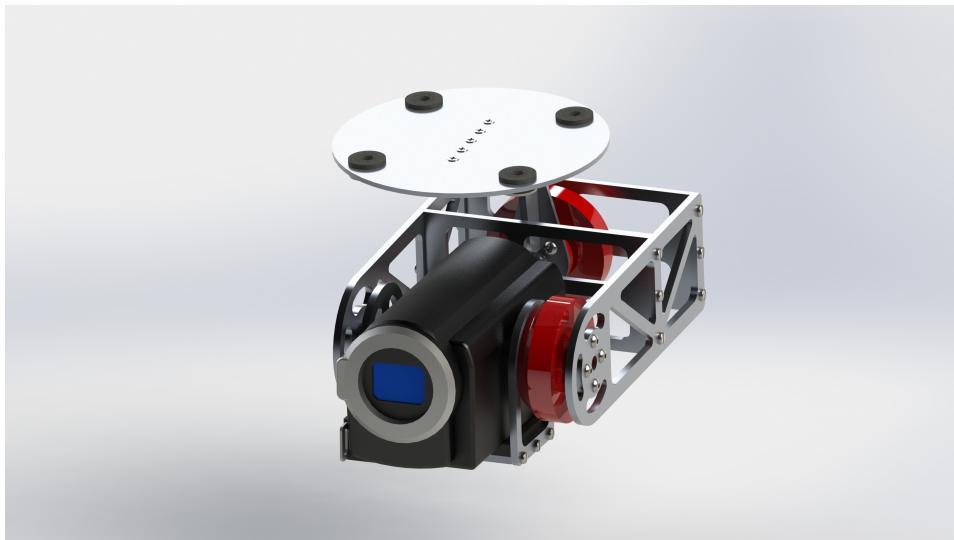
Konstrukce gimbálu je vyhotovena z Al plechu tloušťky 4 mm. K sesazení jednotlivých částí jsou použity šroubové spoje. Spodní deska pro ukotvení kamery je vybavena středícím čepem, stativovým šroubem a podložkou z měkkého materiálu pro utlumení vibrací. Aby se přenášely vibrace z kvadrokoptery do gimbálu co nejméně, jsou ve spoji těchto dvou částí použity silentbloky jako tlumič kmitání.

Rotační vazby mezi komponenty gimbálu jsou uskutečněny pomocí miniaturních kuličkových ložisek, které již výrobce opatřil kryty proti vnikání nečistot, a k ochraně před povětrnostními vlivy prostředí.

Na závěr lze jen podotknout, že gimbal s možností rotace kolem dvou os je



výborný kompromis mezi gimbalem s jednou osou a gimbalem s třemi osami. Jelikož jeho konstrukce je lehká s malým zástavbovým prostorem, a přitom umožňuje dostatečnou volnost pohybu kamery. V přílohách č. 11 a 12 je možné vidět 3D model a koncepční výkres sestavy.



Obr. 43: Pohled na sestavu gimbalu s videokamerou Sony HDR CX 570.

## 2.6 Vyhodnocení navrženého řešení

Kvadrokoptera byla navržena s důrazem na jednoduchou stavbu, možnost výměny poškozených dílů a snadnou přepravu. Zadavatel zadal požadavek na vytvoření designu kapotáže středové části a motorů. Zda byl tento cíl splněn, může každý posoudit sám na obr. 44. Kapotáže dále plní i funkci ochrany proti povětrnostním vlivům prostředí, zejména dešti.



Obr. 44: Pohled na navrženou kvadrokopteru s podvěšeným gimbalem.

Jako přínos bych rád uvedl vyvinutí mechanismu pro sklápění ramen s minimalizací chyby, vzniklé lidským faktorem, při sestavení. Po ukončení letu je kvadrokoptera složena během několika sekund. Po přistání operátor zatáhne za konec jisticího kolíku a rameno sklopí o 90°. Po příjezdu na novou pozici letu pouze sklopená ramena uchopí a otočí s nimi do krajní polohy, která je fixována dorazem. Jisticí mechanismus se sám zajistí a kvadrokoptera je připravena k letu. Princip mechanismu je patrný z přílohy č. 8.

## 2.7 Technicko-ekonomické hodnocení

Níže se lze seznámit se souhrnnými technickými parametry navrhovaného UAV.

Technické parametry:	počet motorů:	4
	délka:	600 mm
	šířka:	600 mm
	výška:	300 mm
	vnější průměr:	1 125 mm (největší)
	hmotnost:	2,95 kg (vzletová)
	baterie:	2x Li-Pol. 4S 5000 mAh
	výdrž:	20 min. (minimální)
	kamera:	Sony HDR CX570 (standardně)

Z ekonomického hlediska byl projekt směřován k pokud možno co nejnižším výrobním nákladům, a v důsledku toho snížení finální ceny řešení navrženého UAV. Z toho důvodu byly použity polotovary pro výrobu ramen. Konstrukce gimbálu a středové části kvadrokoptery je zhotovena pomocí výpalku nebo řezby vodním paprskem z plechu z Al slitin, což vede k dalšímu snížení výrobních nákladů. Výroba vlastního gimbálu pro kamerový systém je další položka, která snižuje výrobní cenu. Bohužel zjistit přesnou cenu je složité, výrobci nabízejí většinou gimbaly jako finální řešení a cenu sdělují až při obchodním jednání s cílovým zákazníkem. Cena gimbálů na poloprofesionální úrovni je k první čtvrtletí roku 2013 mezi 700\$<sup>[25]</sup> až 1000\$<sup>[25]</sup>, což je vzhledem k aktuálnímu kurzu dolaru přibližně 14 000 Kč až 20 000 Kč bez nákladů na dopravu. Odhadovaná výrobní cena navrženého gimbálu je dle konzultací se zadavatelem násobně nižší.

Velkou výhodou navrženého UAV je možnost snadné výměny jakékoliv poškozené či opotřebované části, což vede k rapidnímu snížení LCC. Pokud dojde k poškození UAV v terénu, které není příliš vážné, lze provést výměnu přímo v terénu. Tato výhoda dále snižuje provozní náklady provozovateli. Jako příklad lze uvést výměnu poškozeného ramene nebo elektromotoru.

Pokud UAV doslouží a je nutná jeho likvidace, lze provést jednoduchou demontáž a roztřídit materiál dle kategorií odpadu.

Výše uvedené ekonomické výhody předurčují toto UAV k dlouhodobému provozu s minimálními náklady na provoz a konkurenceschopnou prodejní cenou.

### 3 Závěr práce

Požadavek na vlastnosti dle zadavatele, který má konstrukční řešení splňovat, je následující: UAV musí být snadno výrobitelné a smontovatelné, z důvodu zmenšení transportních rozměrů je nutné rychle a spolehlivě sklápat ramena, při montáži a demontáži je potřeba udělat konstrukční opatření k minimalizaci vzniku chyby lidským faktorem, vytvořit funkční design kapotáží za účelem ochrany proti povětrnostním vlivům a zvýšení konkurenceschopnosti na trhu, vytvořit koncepční návrh vlastního gimbalu, zajistit dostatečnou stabilitu při přistání a minimální vzdálenost mezi kamerou ve vodorovné poloze a dosedací plochou, dále pak směřovat konstrukci k minimalizaci výrobních nákladů.

V tab. 2, 3 a 4 jsou mnou specifikované konstrukční varianty, ze kterých jsem vybral variantu A. Koncepčně se tedy jedná o multicopteru, se čtyřmi střídavým elektromotory (kvadrokopteru), s dvěma sklopnými rameny pro snížení přepravních rozměrů. Ramena jsou vyhotovena z trubky. Materiál ramen je dle dodavatele 6061-T4. Pro výrobu středové konstrukce kvadrokoptery a gimbalu je použit plech z Al slitin. Kapotáže jsou z plastu. Veškeré díly jsou rozebíratelně spojeny.

Součástí projektu byl návrh standu pro testování pohonných jednotek. Toto zařízení není jednoúčelové a bude i nadále využíváno pro měření pohonných jednotek. Na navrženém standu byla provedena veškerá měření pohonných jednotek. Fotografii z měření lze vidět na obr. 45. Výsledky měření začínají na str. 48. Měřením bylo zjištěno, že dané pohonné jednotky jsou hraniční pro provoz. Pohonné jednotky s vrtulí 8x4,5 a 10x4,5 SF nevyhovují vůbec. Bude provedena výměna elektromotoru za zástavbově totožný s lepšími provozními parametry a výkonem. Další možností pro zlepšení letových vlastností je použití dvou pohonných jednotek na jednom rameni. Touto jednoduchou úpravou by vznikla oktakoverta. Byla by nutná pouze menší konstrukční úprava motorové lože a kapotáží motoru.

Jako přínos bych rád uvedl vyvinutí sofistikovaného mechanismu sklápění ramen. Mechanismus byl navrhován s důrazem na co nejrychlejší sklopení ramen, snad opětovné uvedení do letu schopného stavu a minimalizaci chyby vzniklé lidským faktorem při montáži a demontáži UAV pro přepravu. Po přistání obsluha zatáhne za konec jisticího kolíku a sklopí rameno o 90°. Pro opětovné uvedení do provozu pouze uchopí rameno a otočí ho do krajní polohy, krajní poloha je fixována dorazem, tudíž operátor jen uchopí rameno a otočí s ním do dorazu. Rameno se v koncové poloze samo zajistí. Pro kontrolu správnosti zajištění lze zkusit otočit rameno do výchozí polohy. Další ukazatel, který indikuje správné zajištění, je poloha konce jisticího kolíku na konci drážky, nejbližší středové části kvadrokoptery. Otočné uložení ramen je možné při poškození snadno vyměnit za nové.

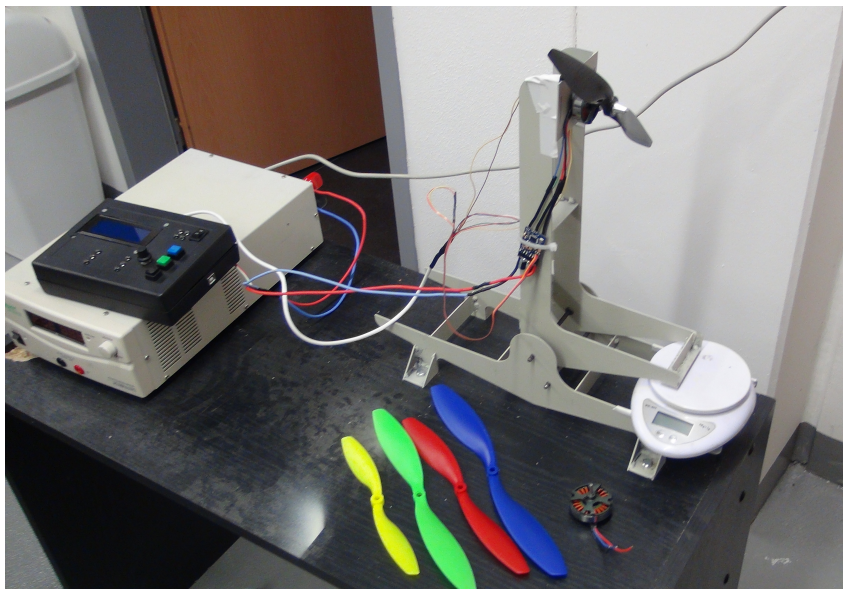
Při koncepčním návrhu gimbalu jsem kladl důraz na funkčnost, široké pole

záběru kamery a snadnou vyrobiteľnosť. Gimbal je vyhotoven z plechu z Al slitin. Jako tlumič kmitů ve spoji středové části kvadrokoptery a gimbalu jsou použity silnetbloky. Při návrhu gimbalu bylo nutné současně navrhovat přistávací zařízení z důvodu dodržení minimální vzdálenosti (70 mm) mezi spodní částí kamery a dosedací plochou. Tato vzdálenost má za účel při tvrdém přistání snížit poškození kamery či mu úplně zabránit. Rozměry lyžin jsou voleny tak, aby byla při dosednutí zajištěna dostatečná stabilita.

Mnou navržené UAV najde široké uplatnění, lze uvést např.: monitoring průmyslových objektů, monitoring dopravní situace na pozemních komunikacích, pomoc při koordinaci zásahu složek IZS, monitoring technického stavu objektů (mostů, větrných a solárních elektráren, el. vedení, dálkového potrubního vedení etc.). Finální uživatel ocení obzvláště nízké pořizovací náklady a LCC, snadnou přepravu, možnost snadné výměny jakékoliv poškozené či opotřebované části, a v neposlední řadě minimalizaci chyby vzniklé lidským faktorem při montáži a demontáži.

Závěrem bych rád podotkl, že práce na projektu zadaném firmou SmartMotion s.r.o. byla pro mne opravdovým přínosem. Rozšířil jsem si znalosti o práci se softwarem SolidWorks 2013 a dále jsem si vyzkoušel kompletní provedení praktického měření pro ověření vlastností pohonných jednotek i s návrhem standu, který je nedílnou součástí takového měření.

Již na úsvitu leteckých dějin byla myšlenka člověka používat pro nebezpečné či jinak náročné lety bezpilotní prostředky. Nyní po více jak 100 letech se stává tato myšlenka nedílnou a dynamicky se rozvíjející součástí moderního letectví. Vývoj, konstrukce a provoz UAV je v moderním letectví velká výzva. UAV jsou již nedílnou součástí tohoto odvětví lidské činnosti a prokázaly, že mimo jiné dokáží chránit lidské životy.



Obr. 45: Fotografie standu připraveného k měření pohonných jednotek.

## 4 Seznam použité literatury a softwaru

### 4.1 Použitý software

LibreOffice 4.0

TexMaths 0.37

MiKTeX 2.9

Siemens NX 8.5

Solidworks 2013

DraftSight V1R3 x64

### 4.2 Knižní publikace

- [1] KELLER, R. MEČIAR M., STANĚK M. *Učebnice pilota 2006*. Praha: Svět křídel, 2006. ISBN 80-85280-89-2
- [2] DRAXLER, K. JIRÁČEK, V. KULČÁK, L. NĚMEC, V. SLAVÍK, S. TEICHL, J. *Aerodynamika, konstrukce a systémy letounů*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005. ISBN 80-7204-367-6
- [3] NEŠTRÁK, D. PIĚA, J. *Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. ISBN 80-7204-484-2
- [4] VALAVANIS, P., K. *Advances in unmanned aerial vehicles*. Dordrecht: Springer, 2007. ISBN 978-1-4020-6114-1
- [5] ZALOGA, S. PALMER, I. *Unmanned aerial vehicles*. Midland House: Osprey, 2008. ISBN 978-1-84603-243-1

### 4.3 Publikace na internetu

- [6] [www.matweb.com](http://www.matweb.com) (2013)
- [7] <http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-2/data/effective/doplX.pdf> (2013)
- [8] [http://lu.fme.vutbr.cz/cuav/index\\_soubory/prispevky/kuzdas.pdf](http://lu.fme.vutbr.cz/cuav/index_soubory/prispevky/kuzdas.pdf) (2013)
- [9] <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Pathfinder-Plus/Large/EC98-44621-36.jpg> (2013)
- [10] [http://www.museumofflight.org/files/imagecache/lightbox/TMOF\\_Insitu%20Aerosonde1\\_P1.jpg](http://www.museumofflight.org/files/imagecache/lightbox/TMOF_Insitu%20Aerosonde1_P1.jpg) (2013)
- [11] [http://cs.wikipedia.org/wiki/Stopa\\_%28jednotka\\_d%C3%A9lky%29](http://cs.wikipedia.org/wiki/Stopa_%28jednotka_d%C3%A9lky%29) (2013)
- [12] [http://www.topmodelcz.cz/resources/upload/foto\\_2259.jpg](http://www.topmodelcz.cz/resources/upload/foto_2259.jpg) (2013)
- [13] <http://www.uavfactory.com/product/46> (2013)

- [14] <http://www.draganfly.com/uav-airplane/tango/gallery/pictures/picture-3.php> (2013)
- [15] <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x4es/gallery/pictures/picture-9.php> (2013)
- [16] <http://www.swiss-uav.com> (2013)
- [17] <http://microdrones.com/products/md4-200/md4-200-key-information.php> (2013)
- [18] [http://2.bp.blogspot.com/-1isldK4arsw/Td-nlmKA0OI/AAAAAAAAAFI/ZbRQCVm\\_u6Q/s1600/UnmannedPredatorDrone.jpg](http://2.bp.blogspot.com/-1isldK4arsw/Td-nlmKA0OI/AAAAAAAAAFI/ZbRQCVm_u6Q/s1600/UnmannedPredatorDrone.jpg) (2013)
- [19] <http://twistedgifter.files.wordpress.com/2010/05/predator-b-drone-mq-9-reaper.jpg> (2013)
- [20] <http://www.faa.gov/> (2013)
- [21] [http://en.wikipedia.org/wiki/History\\_of\\_unmanned\\_aerial\\_vehicles](http://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles) (2013)
- [22] <http://www.microdrones.com/products/products.php> (2013)
- [23] <http://www.draganfly.com/> (2013)
- [24] <http://www.uavfactory.com/> (2013)
- [25] <http://www.uavproducts.com> (2013)

#### **4.4 Normy a směrnice**

- [25] Český normalizační institut. *Letectví a kosmonautika – terminologie*. ČSN 310001. Praha, 2005.
- [26] Ústav civilního letectví. *Směrnice SLS CAA/S-SLS-010-n/2012*. Praha: ÚCL, 2013.

## **5 Seznam příloh**

### **5.1 Přílohy vevázané**

Příloha č. 1: Zadání DP (1 list A4)

Příloha č. 2: Prohlášení o autorství (1 list A4)

Příloha č. 3: Anotační list CZ (1 list A4)

Příloha č. 4: Anotační list ENG (1 list A4)

### **5.2 Přílohy volně ložené**

Příloha č. 5: Výkres sestavy kvadroptery (1 list A3)

Příloha č. 6: Výkresy vybraných částí kvadroptery (6 listů; 3xA4 ,3xA3)

Příloha č. 7: 3D zobrazení kvadroptery (14 listů A4)

Příloha č. 8: 3D zobrazení sklápěcího mechanismu ramene (3 listy A4)

Příloha č. 9: Výkres montážních rozměrů standu (1 list A3)

Příloha č. 10: 3D zobrazení standu (3 listy A4)

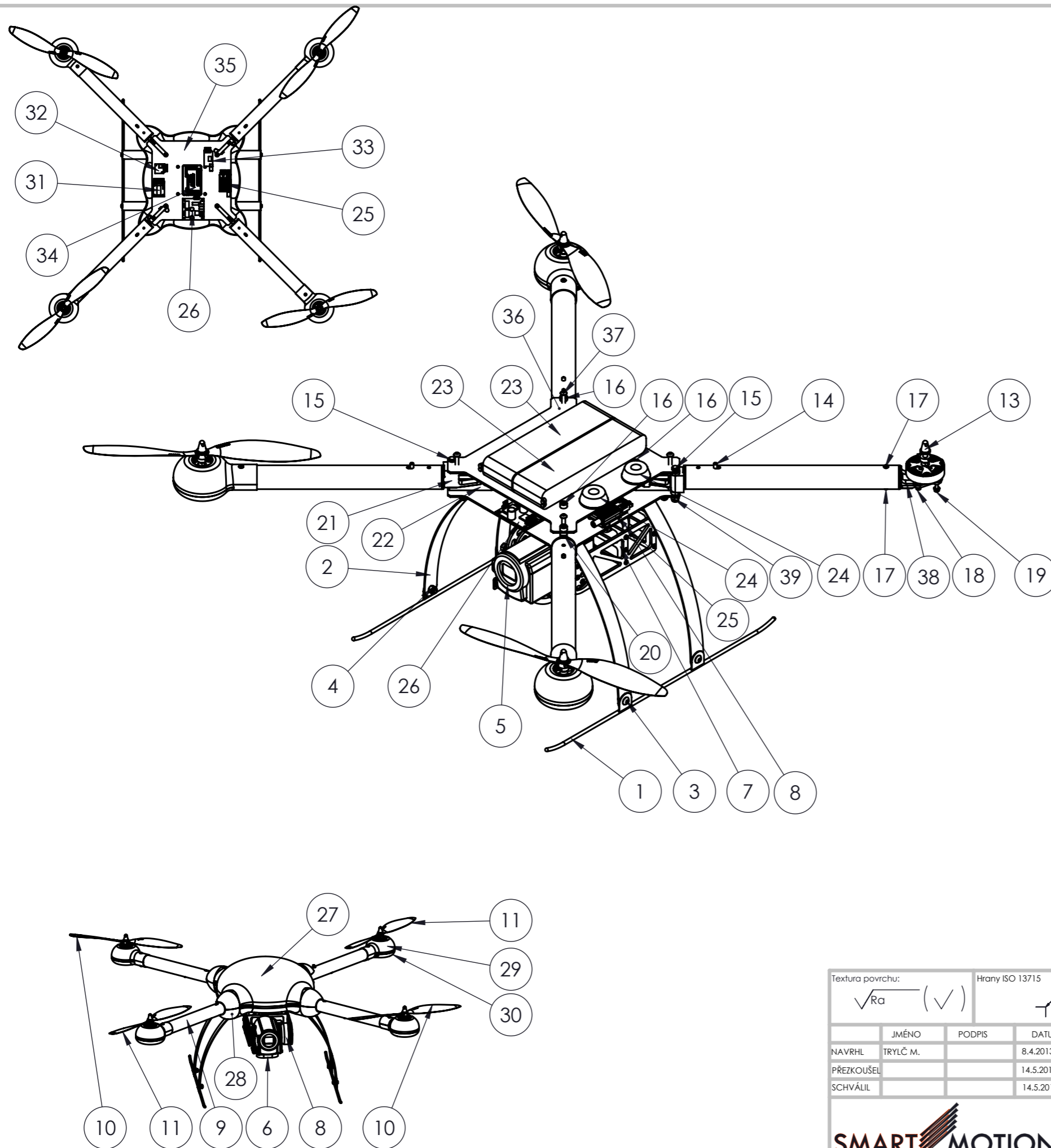
Příloha č. 11: Výkres setavy gimbalu (1 list A3)

Příloha č. 12: 3D zobrazení gimbalu (6 listů A4)

# **PŘÍLOHA    č. 5**

**Výkres sestavy kvadrokoptery**



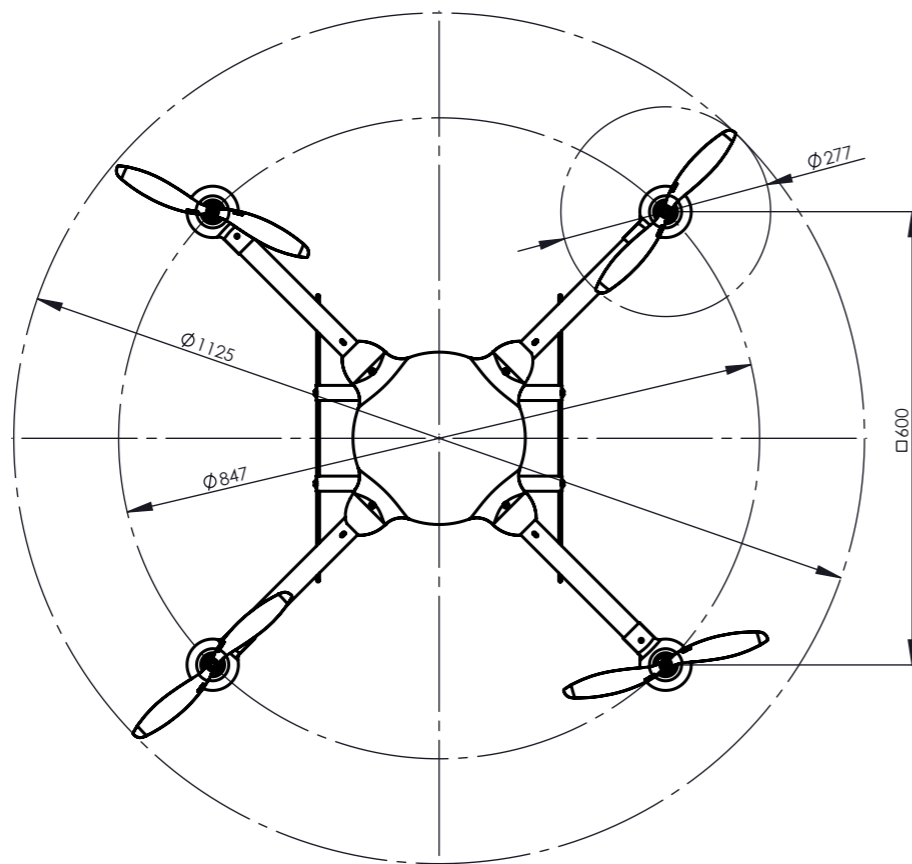
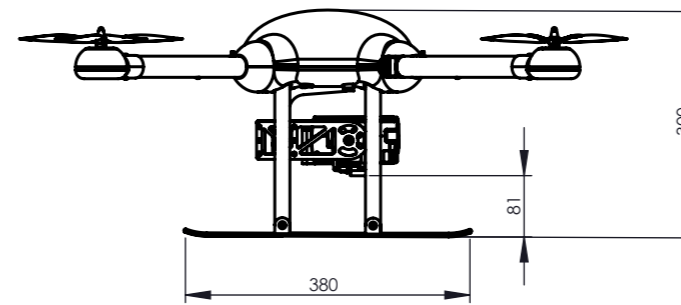
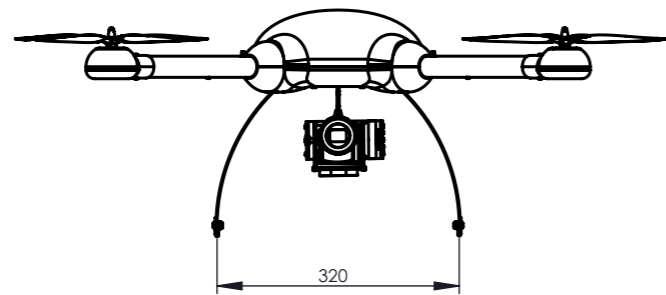


39	4	Samojistná matice M4, ISO 7040
38	4	Motorové lože
37	4	M4 l=16 mm, ISO 7380
36	1	Horní deska trupu
35	1	Dolní deska trupu
34	1	Řídicí jednotka APM-2.5
33	1	Modul telemetrie
32	1	Ultrazvukový senzor
31	1	Modul Opticflow
30	4	Dolní kapotáž motoru
29	4	Horní kapotáž motoru
28	1	Dolní kapotáž trupu
27	1	Horní kapotáž trupu
26	1	Řídicí jednotka gimbálu
25	1	Analogový AV přenos
24	2	Anténa 5.8 GHz
23	2	Li-Polymer baterie, 4S, 5000 mAh
22	2	Pohyblivý úchyt ramena, pevná část
21	2	Pohyblivý úchyt ramena, otočná část
20	2	Pevný úchyt ramena
19	8	M3 l=16 mm, ISO 4762
18	12	M3 l=8 mm, ISO 4762
17	16	M5 l=6 mm, ISO 7380
16	6	M5 l=45 mm, ISO 4762
15	2	Cep
14	2	Jistič kolík
13	4	Unášec vrtule
12	4	Motor AX-4008D
11	2	Vrtule 11x4.7, pravotočivá
10	2	Vrtule 11x4.7, levotočivá
9	4	Rameno l=250 mm
8	2	Motor gimbálu GBM4008
7	1	Gimbal
6	1	Jednotka IMU
5	1	Videokamera Sony HDR CX570
4	4	Samojistná matice M5, ISO 7040
3	4	M5 l=10 mm, ISO 7380
2	2	Podvozková noha
1	2	Přistávací lyžina
POZ.	MN.	NÁZEV, NORMA

Textura povrchu: $\sqrt{Ra}$ (✓)	Hrany ISO 13715 $\pm 0.4$ $\pm 0.4$	Promítání: 	Tolerování: ISO 8015	Přesnost: ISO 2768 - mk																
<table border="1"> <thead> <tr><th>JMÉNO</th><th>PODPIS</th><th>DATUM</th><th>pozn.:</th></tr> </thead> <tbody> <tr><td>NAVRHL</td><td>TRYLČ M.</td><td>8.4.2013</td><td></td></tr> <tr><td>PŘEZKOUSEL</td><td></td><td>14.5.2013</td><td></td></tr> <tr><td>SCHVÁLIL</td><td></td><td>14.5.2013</td><td></td></tr> </tbody> </table>			JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:	NAVRHL	TRYLČ M.	8.4.2013		PŘEZKOUSEL		14.5.2013		SCHVÁLIL		14.5.2013		Zákazník:	
JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:																	
NAVRHL	TRYLČ M.	8.4.2013																		
PŘEZKOUSEL		14.5.2013																		
SCHVÁLIL		14.5.2013																		
			Název: <h1>Sestava UAV</h1>																	
MATERIAL:			číslo výkresu: 13SM03-00-00	Formát: A3																
HMOTNOST: 2,95kg			Druh výkresu: Výrobní výkres	Měřítka: 1:10																
			LIST 1 Z 1 LISTŮ																	

# **PŘÍLOHA    č. 6**

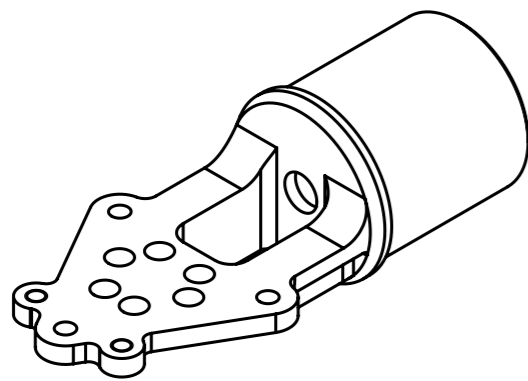
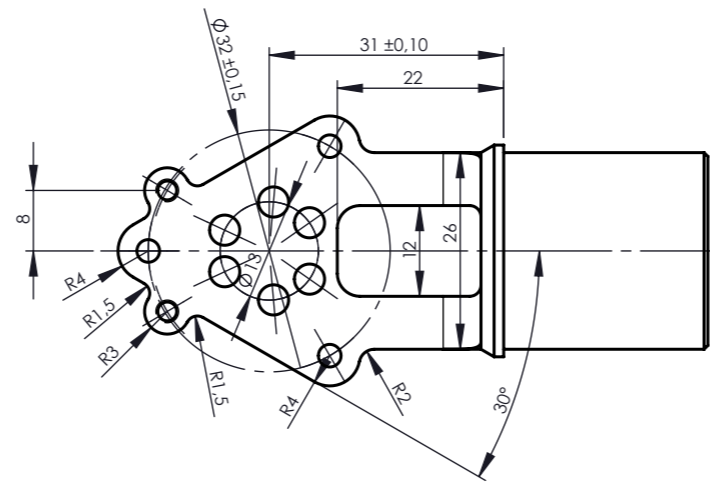
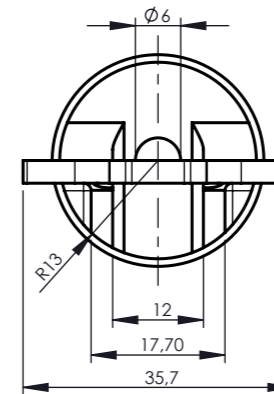
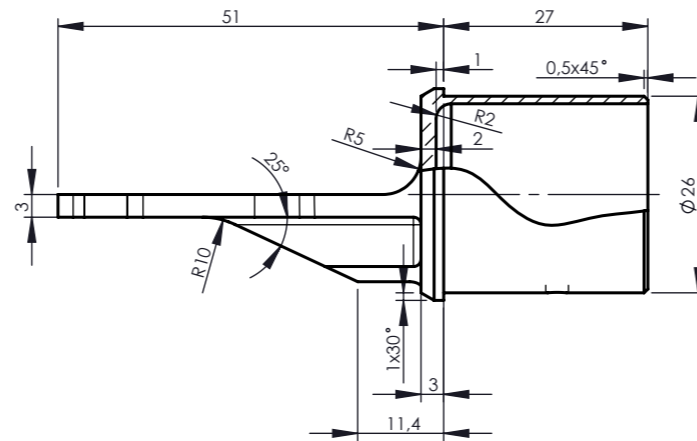
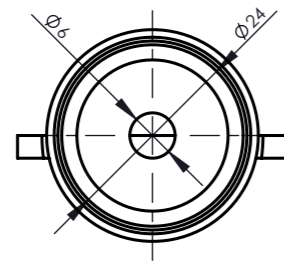
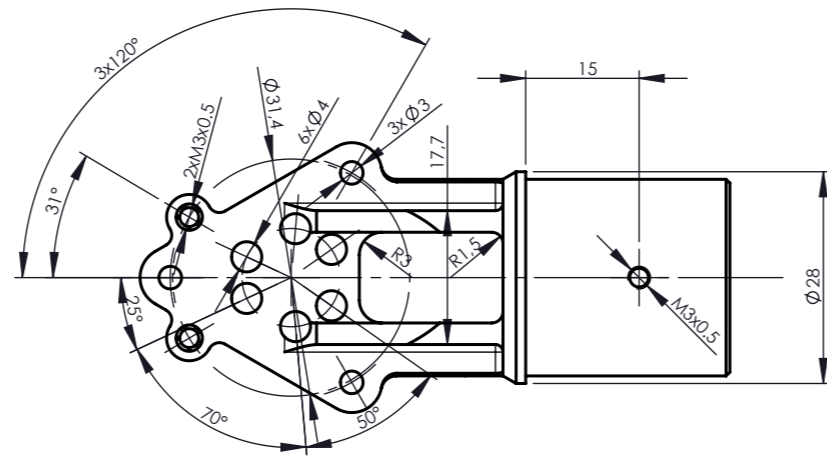
**Výkresy vybraných částí kvadrokoptery**



Textura povrchu: $\sqrt{Ra}$ (✓)		Hrany ISO 13715 $\begin{matrix} 0.4 \\ \swarrow \searrow \end{matrix}$		Promítání:		Tolerování: ISO 8015	Přesnost: ISO 2768 - mk	
						Zákazník:		
						Název:		
						<h1>Sestava UAV</h1>		
						číslo výkresu:	Formát:	
						13SM03-00-00		A3
						HMOTNOST: 2,95kg		Druh výkresu: Výrobní výkres

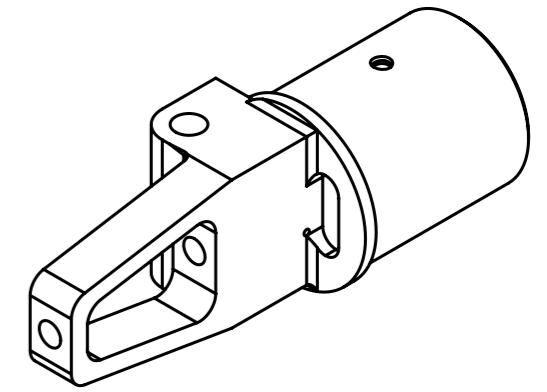
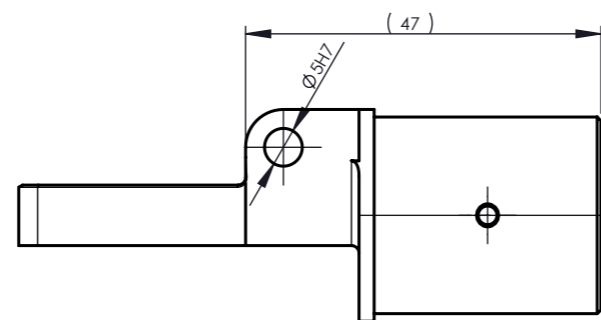
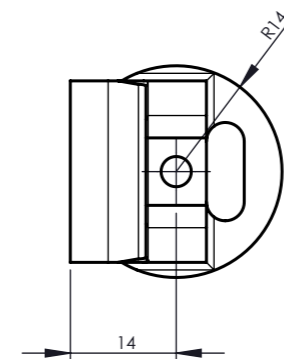
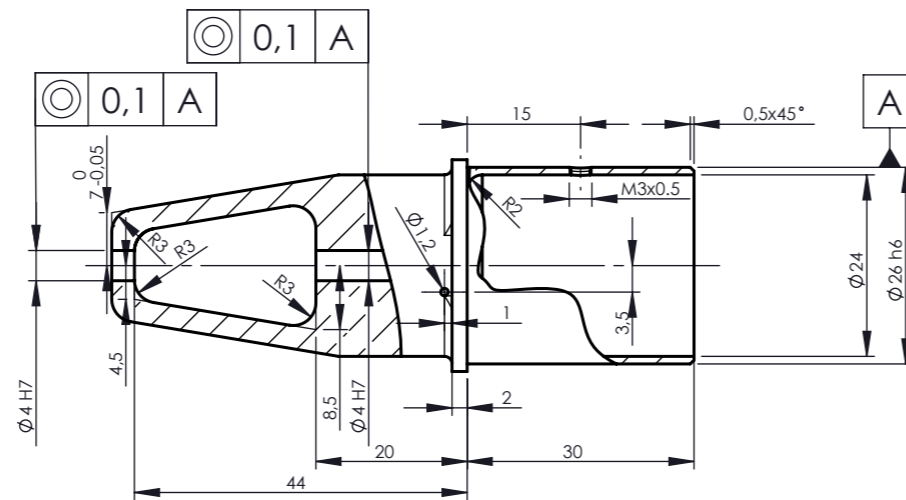
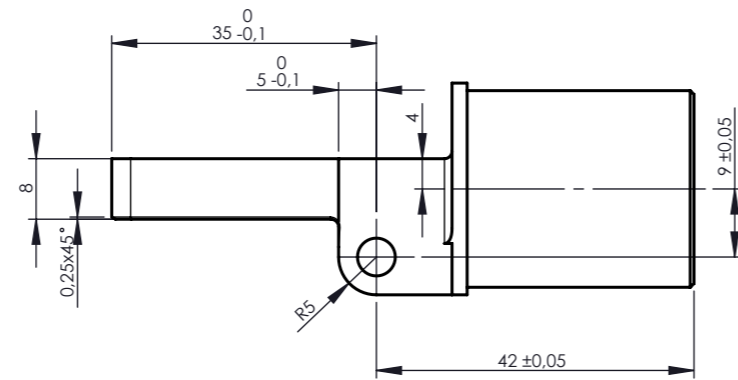
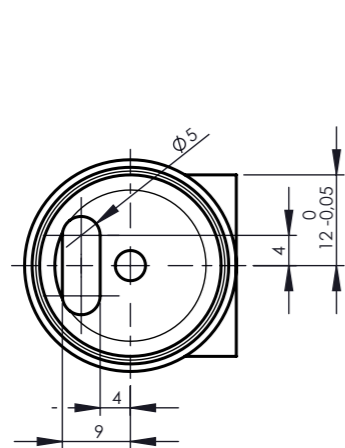
	JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:
NAVRHL	TRYLČ M.		8.4.2013	
PŘEZKOŮŠEL			14.5.2013	
SCHVÁLIL			14.5.2013	

Polotovary:
MATERIÁL:



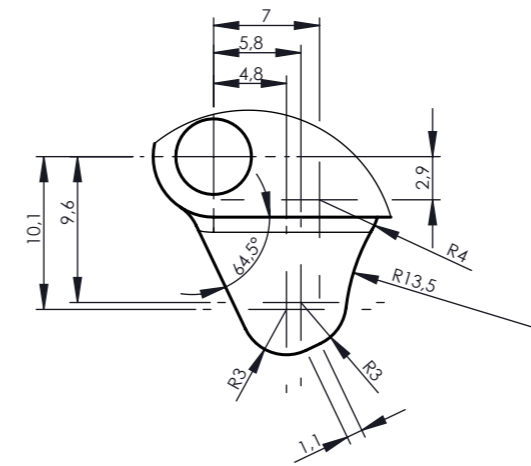
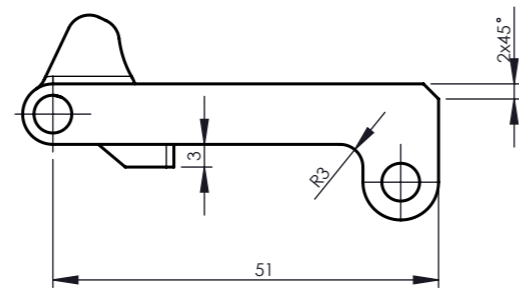
Nekótované rádiusy jsou R1

Textura povrchu: $\sqrt{Ra}$ (✓)	Hrany ISO 13715 $\sqrt{0.4}$ $\sqrt{+0.4}$	Promítání: 	Tolerování: ISO 8015	Přesnost: ISO 2768 - mk																
<table border="1"> <thead> <tr> <th>JMÉNO</th> <th>PODPIS</th> <th>DATUM</th> <th>pozn.:</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>NAVRHL</td> <td>TRYLC M.</td> <td>2.4.2013</td> <td></td> </tr> <tr> <td>PŘEZKOUŠEL</td> <td></td> <td>13.5.2013</td> <td></td> </tr> <tr> <td>SCHVÁLIL</td> <td></td> <td>13.5.2013</td> <td></td> </tr> </tbody> </table>			JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:	NAVRHL	TRYLC M.	2.4.2013		PŘEZKOUŠEL		13.5.2013		SCHVÁLIL		13.5.2013		Zákazník:	
JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:																	
NAVRHL	TRYLC M.	2.4.2013																		
PŘEZKOUŠEL		13.5.2013																		
SCHVÁLIL		13.5.2013																		
			Název: <h1>Motorové lože</h1>																	
MATERIÁL: 6061-T4			číslo výkresu: 13SM03-10-02																	
HMOTNOST: 19 g			Formát: A3																	
			Měřitko: 1:1																	
			Druh výkresu: Výrobní výkres																	
			LIST 1 Z 1 LISTŮ																	

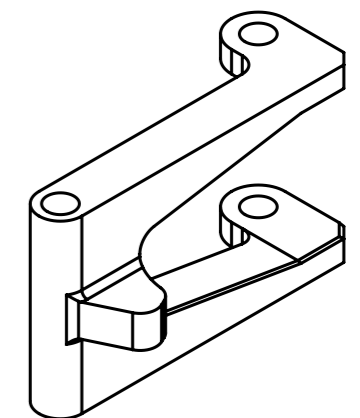
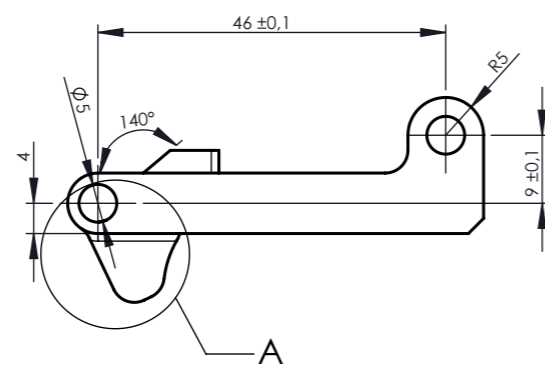
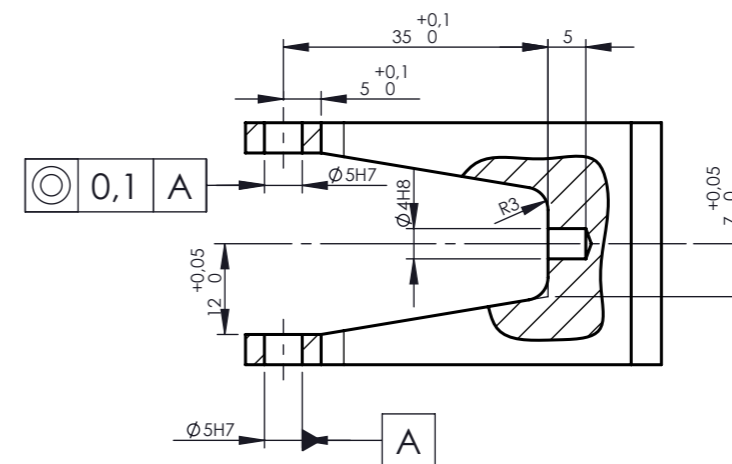
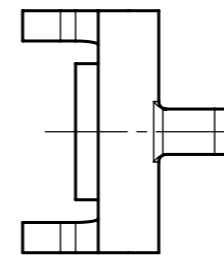
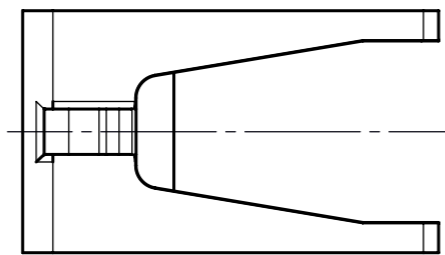
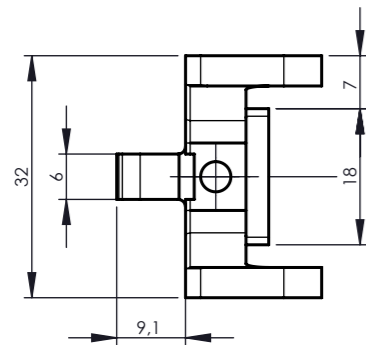


Nekótované rádiusy R=1 mm

Textura povrchu: $\sqrt{Ra}$ (✓)		Hrany ISO 13715 $\sqrt{0.4}$ $\sqrt{0.4}$		Promítání: 		Tolerování: ISO 8015		Přesnost: ISO 2768 - mk																									
<table border="1"> <thead> <tr> <th></th> <th>JMÉNO</th> <th>PODPIS</th> <th>DATUM</th> <th>pozn.:</th> <th></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>NAVRHL</td> <td>TRYLČ M.</td> <td></td> <td>4.4.2013</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>PŘEZKOUŠEL</td> <td></td> <td></td> <td>13.5.2013</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>SCHVÁLIL</td> <td></td> <td></td> <td>13.5.2013</td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>							JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:		NAVRHL	TRYLČ M.		4.4.2013			PŘEZKOUŠEL			13.5.2013			SCHVÁLIL			13.5.2013			Zákazník:			
	JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:																													
NAVRHL	TRYLČ M.		4.4.2013																														
PŘEZKOUŠEL			13.5.2013																														
SCHVÁLIL			13.5.2013																														
						Název: <b>Úchyt ramene</b>																											
MATERIÁL: 6061-T6						číslo výkresu: 13SM03-20-02				Formát: A3																							
HMOTNOST: 30 g						Druh výkresu: Výrobní výkres				Měřítko: 1:1																							
						LIST 1 Z 1 LISTŮ																											

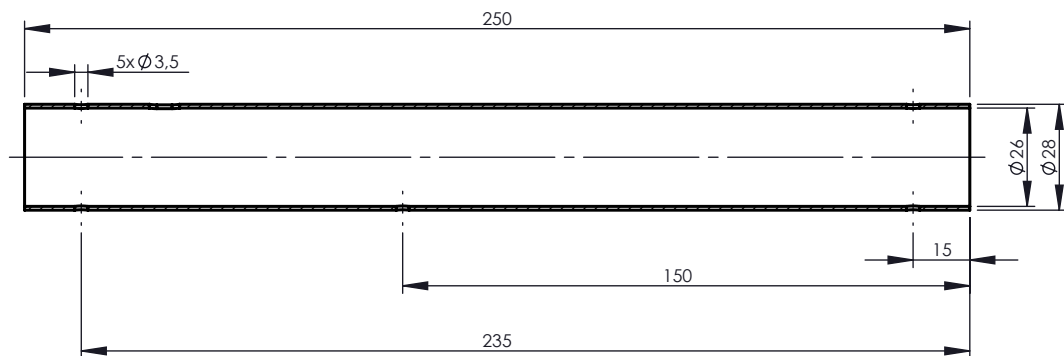
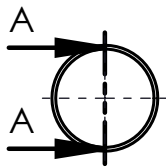


DETAIL A  
M 2 : 1

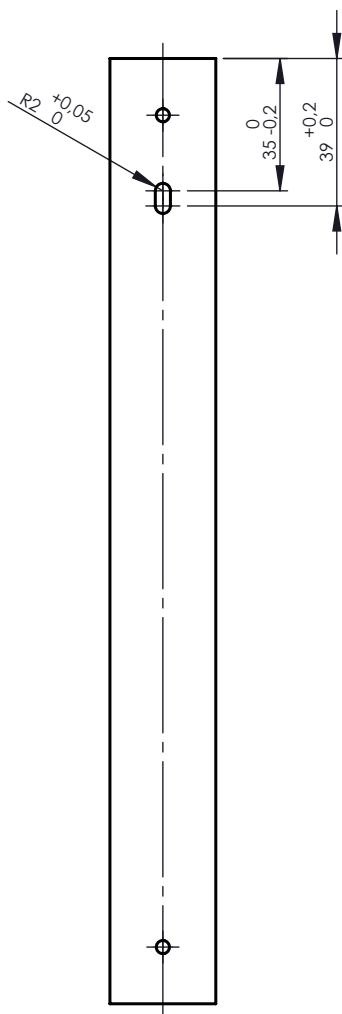


Někótované rádiusy R=1mm

Textura povrchu: $\sqrt{Ra}$ (✓)	Hrany ISO 13715 $0.4$ $0.4$	Promítání: 	Tolerování: ISO 8015	Přesnost: ISO 2768 - mk																
<table border="1"> <thead> <tr> <th>JMÉNO</th> <th>PODPIS</th> <th>DATUM</th> <th>pozn.:</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>NAVRHL</td> <td>TRYLČ M.</td> <td>4.4.2013</td> <td></td> </tr> <tr> <td>PŘEZKOŮŠEL</td> <td></td> <td>13.5.2013</td> <td></td> </tr> <tr> <td>SCHVÁLIL</td> <td></td> <td>13.5.2013</td> <td></td> </tr> </tbody> </table>			JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:	NAVRHL	TRYLČ M.	4.4.2013		PŘEZKOŮŠEL		13.5.2013		SCHVÁLIL		13.5.2013		Zákazník:	
JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:																	
NAVRHL	TRYLČ M.	4.4.2013																		
PŘEZKOŮŠEL		13.5.2013																		
SCHVÁLIL		13.5.2013																		
			Název: <b>Pohyblivý úchyt ramene</b>																	
MATERIÁL: 6061-T6			číslo výkresu: 13SM03-20-01	Formát: A3																
HMOTNOST: 22 g			Druh výkresu: Výrobní výkres	Měřítka: 1:1																
			LIST 1 Z 1 LISTŮ																	



ŘEZ A-A



POKUD NENÍ UVEDENO JINAK:  
JEDNOTKY JSOU V MILIMETRECH  
DRSNOST:  
TOLERANCE:  
LINEÁRNÍ:  
ÚHLOVÁ:

OPRACOVÁNÍ:

ODSTRANIT  
OSTRÉ HRANY

NEUPRAVOVAT MĚŘÍTKO VÝKRESU

ZMĚNA

NÁZEV	PODPIS	DATUM			
NAVRHL	TRYLČ M.	8.4.2013			
PŘEZKOUŠEL					
SCHVÁLIL					
VÝROBA					
Z. JAKOSTI					
			MATERIÁL:		
				6061-T4	
			HMOTNOST: 57 g		

NÁZEV:

Rameno

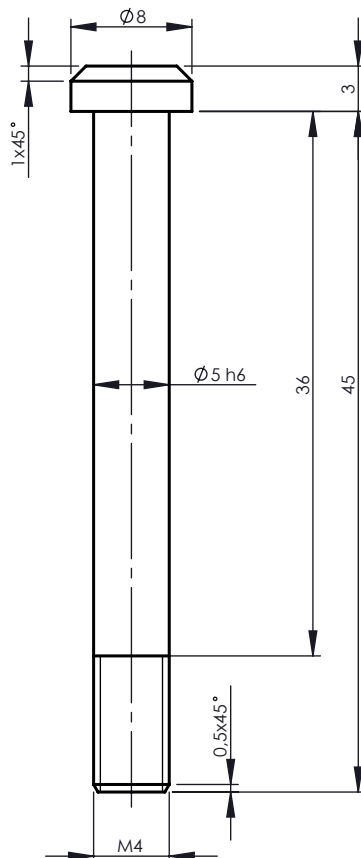
Č. VÝKRESU

13SM03-10-03

A4

MĚŘÍTKO: 1:2

LIST 1 Z 1 LISTŮ



POKUD NENÍ UVEDENO JINAK:  
JEDNOTKY JSOU V MILIMETRECH  
DRSNOST:  
TOLERANCE:  
LINEÁRNÍ:  
ÚHLOVÁ:

OPRACOVÁNÍ:

ODSTRANIT  
OSTRÉ HRANY

NEUPRAVOVAT MĚŘÍTKO VÝKRESU

ZMĚNA

	NÁZEV	PODPIS	DATUM		
NAVRHL	TRYLČ M.		4.4.2013		
PŘEZKOUŠEL					
SCHVÁLIL					
VÝROBA					
Z. JAKOSTI				MATERIÁL:	
				S355J2	
				HMOTNOST: 8 g	

NÁZEV:

Čep ramena

Č. VÝKRESU

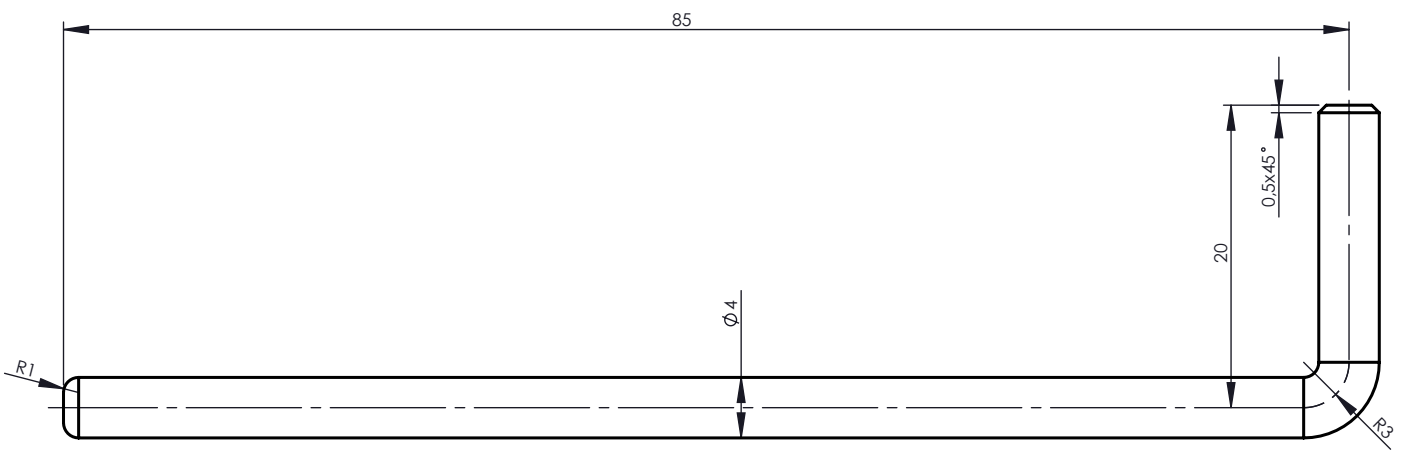
13SM03-20-06

A4

MĚŘÍTKO:2:1

LIST 1 Z 1 LISTŮ





POKUD NENÍ UVEDENO JINAK:  
JEDNOTKY JSOU V MILIMETRECH  
DRSNOST:  
TOLERANCE:  
LINEÁRNÍ:  
ÚHLOVÁ:

OPRACOVÁNÍ:

ODSTRANIT  
OSTRÉ HRANY

NEUPRAVOVAT MĚŘÍTKO VÝKRESU

ZMĚNA

NÁZEV	PODPIS	DATUM			
NAVRHL	TRYLČ M.	8.4.2013			
PŘEZKOUŠEL					
SCHVÁLIL					
VÝROBA					
Z. JAKOSTI					
			MATERIÁL:		
			S355J2		
			HMOTNOST: 11 g		

NÁZEV:

Jistící kolík

Č. VÝKRESU

13SM03-00-10

A4

MĚŘÍTKO:2:1

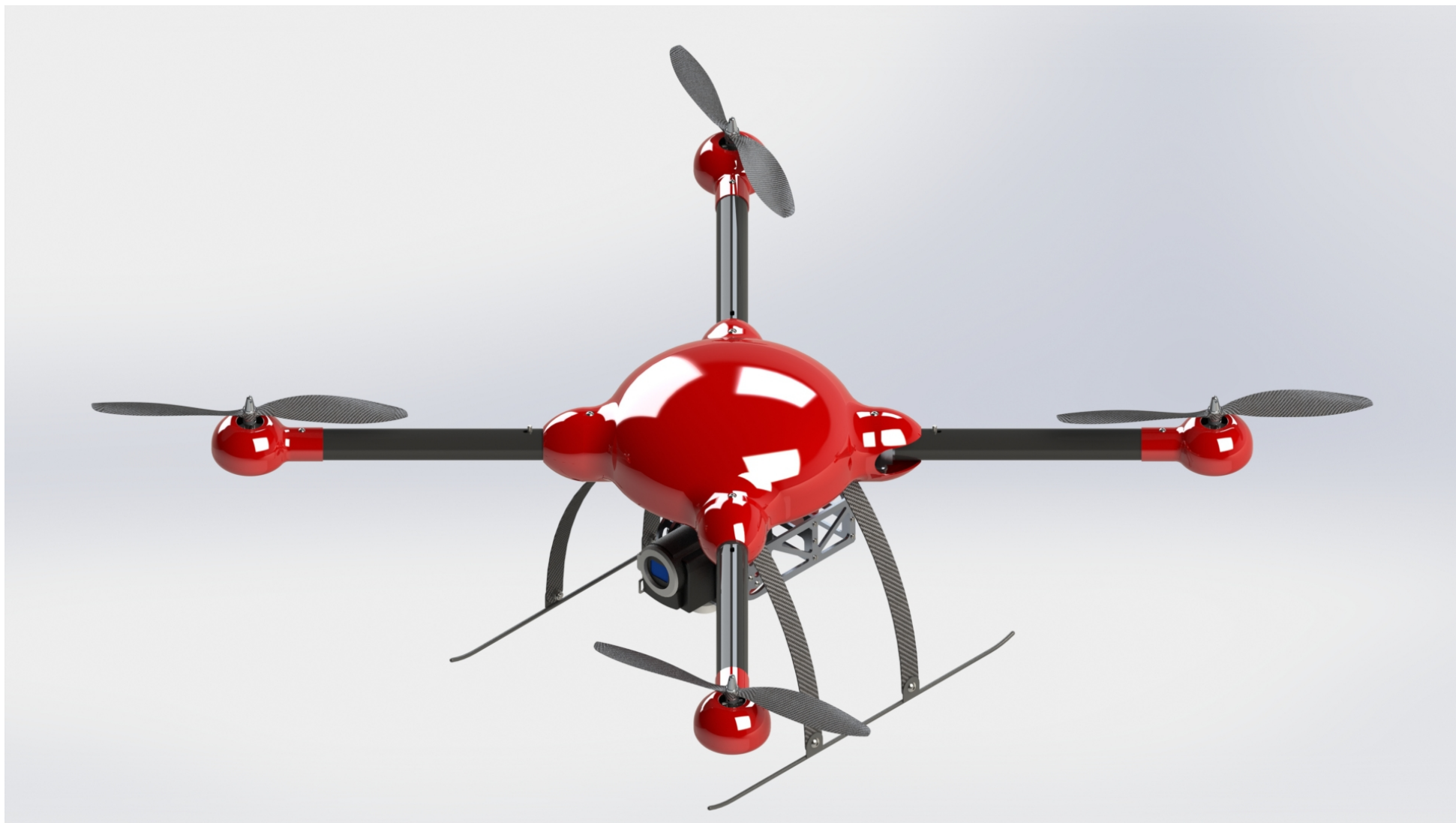
LIST 1 Z 1 LISTŮ

# **PŘÍLOHA    č. 7**

**3D zobrazení kvadrokoptery**



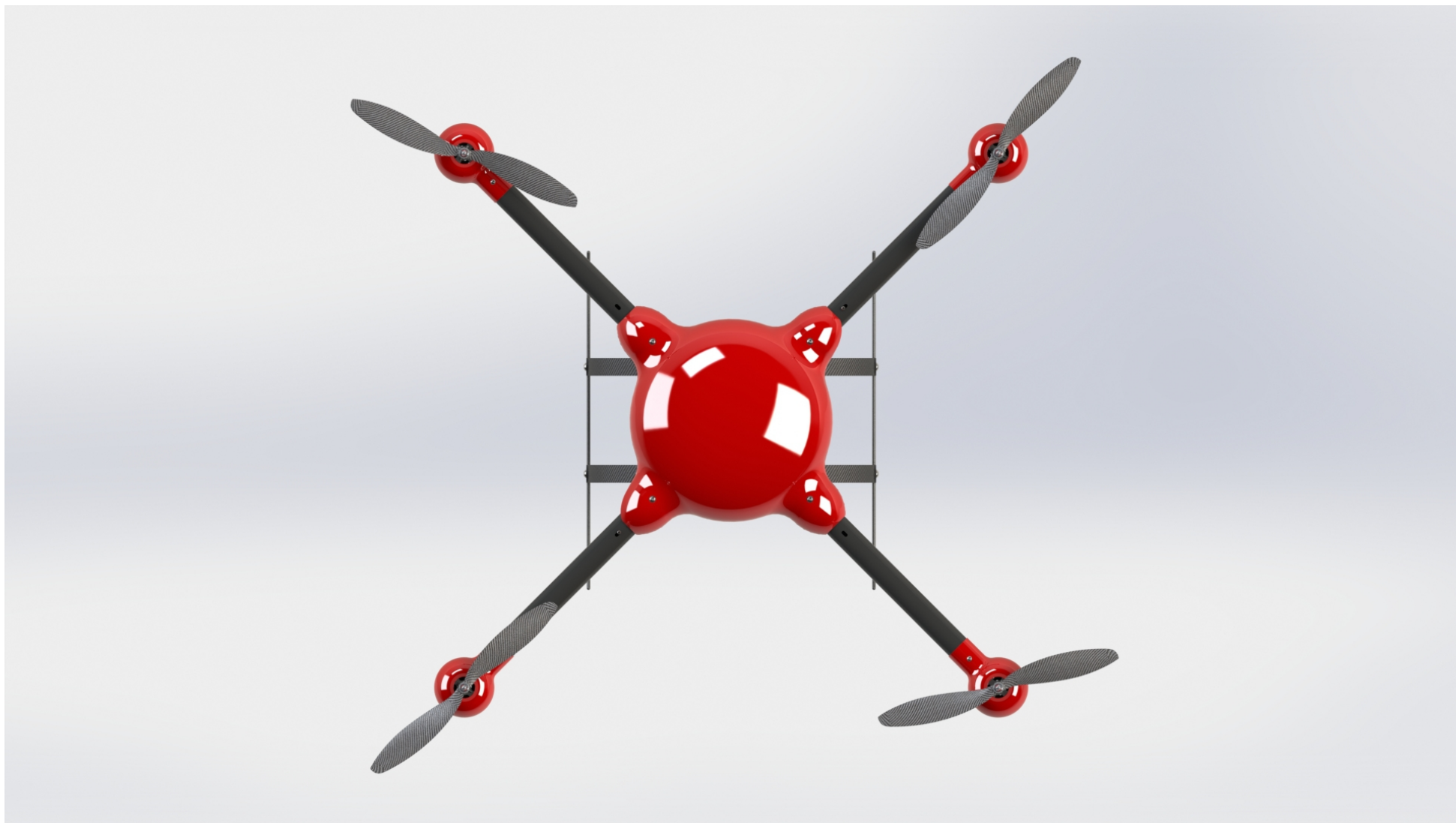
Obr. 1: Dimetrický pohled na kompletní sestavu kvadroptery.



Obr. 2: Izometrický pohled na sestavu kvadroptery.



Obr. 3: Trimetrický pohled na sestavu kvadrokopty.



Obr. 4: Horní pohled na sestavu kvadroptery.



Obr. 5: Dolní pohled na sestavu kvadrokoptery. V levé části středového modulu kvadrokoptery jsou patrná čidla pro automatické přistání.

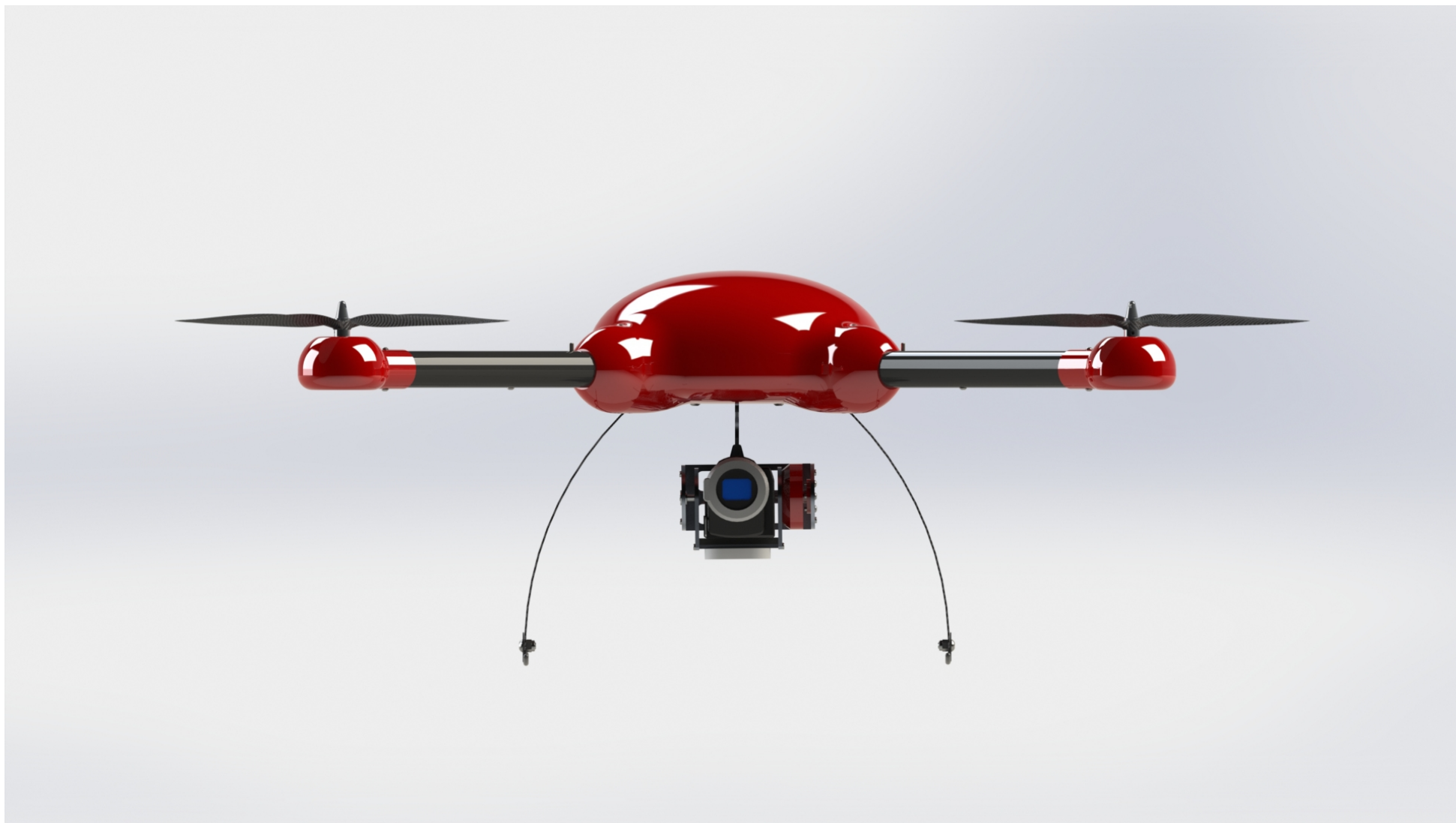


Obr. 6: Levý pohled na sestavu kvadroptery.

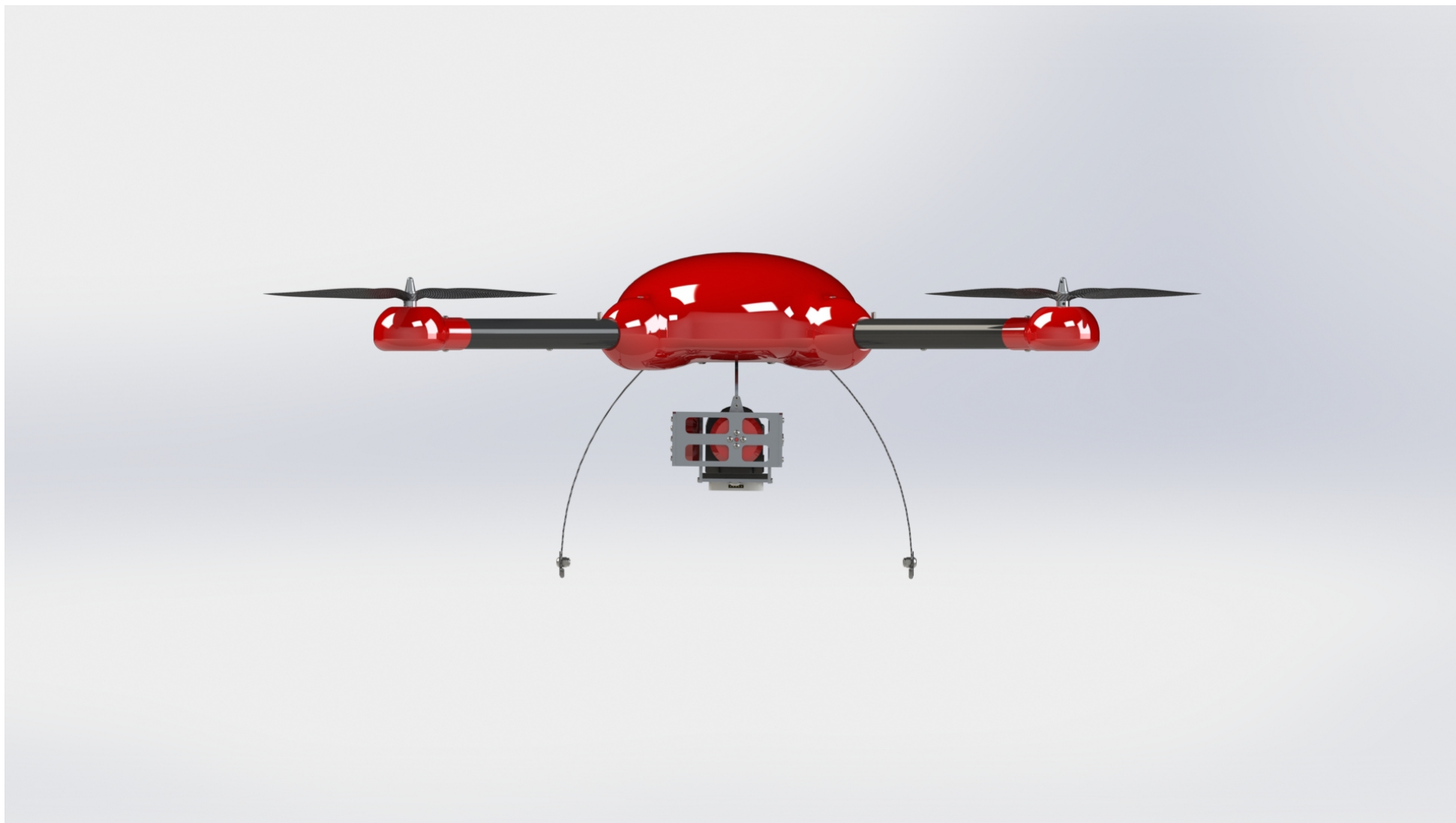




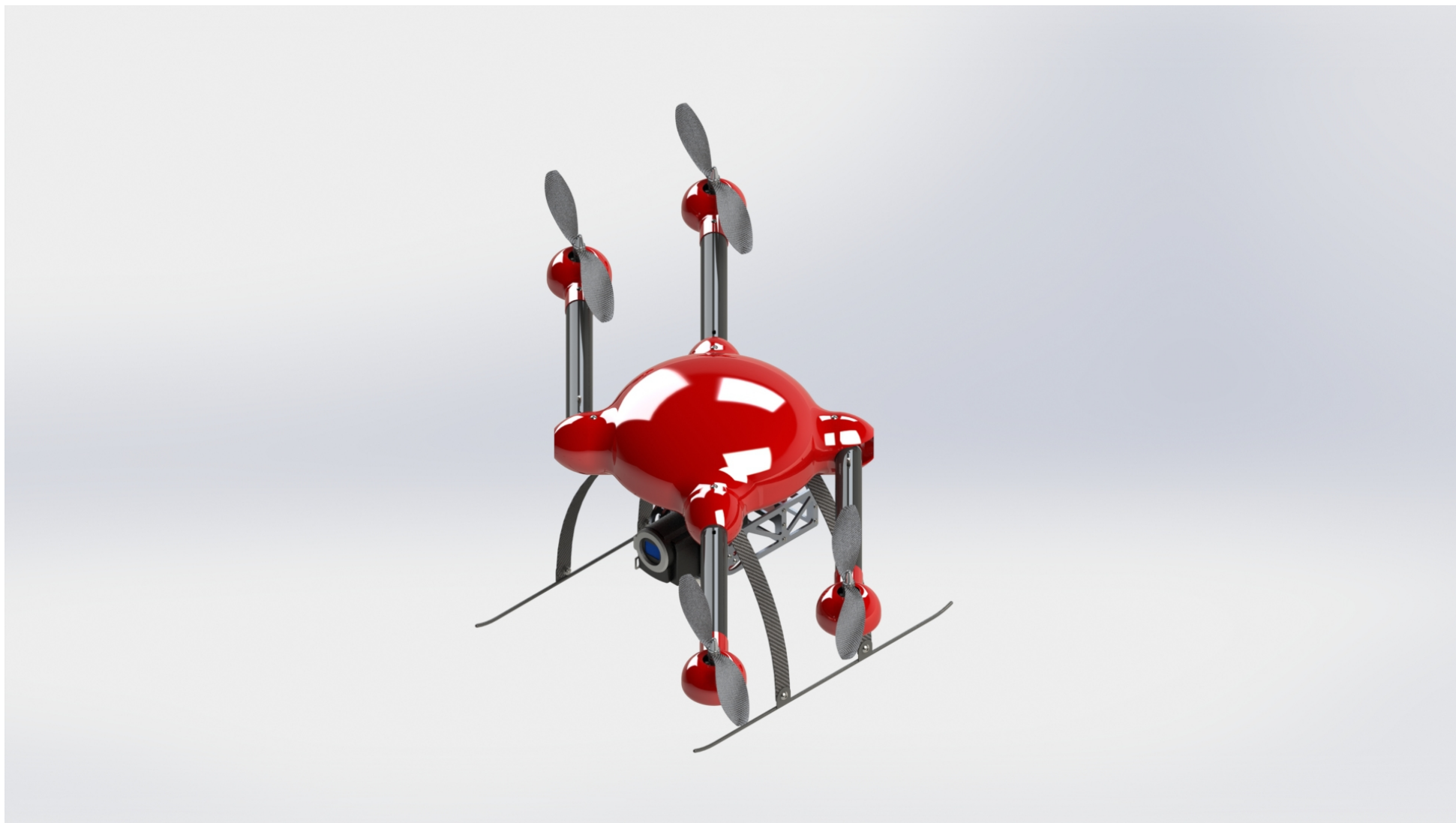
Obr. 7: Právý pohled na sestavu kvadroptery.



Obr. 8: Přední pohled na sestavu kvadroptery.



Obr. 9: Zadní pohled na sestavu kvadrokoptery.



Obr. 10: Pohled na sestavu kvadroptery se složenými rameny.



Obr. 11: Pohled na sestavu kvadrokoptery s kamerou v poloze maximálního naklonění.



Obr. 12: Pohled na sestavu kvadrokoptery s kamerou v poloze maximálního naklonění.



Obr. 13: Pohled na sestavu kvadrokoptery s kamerou v krajní poloze.

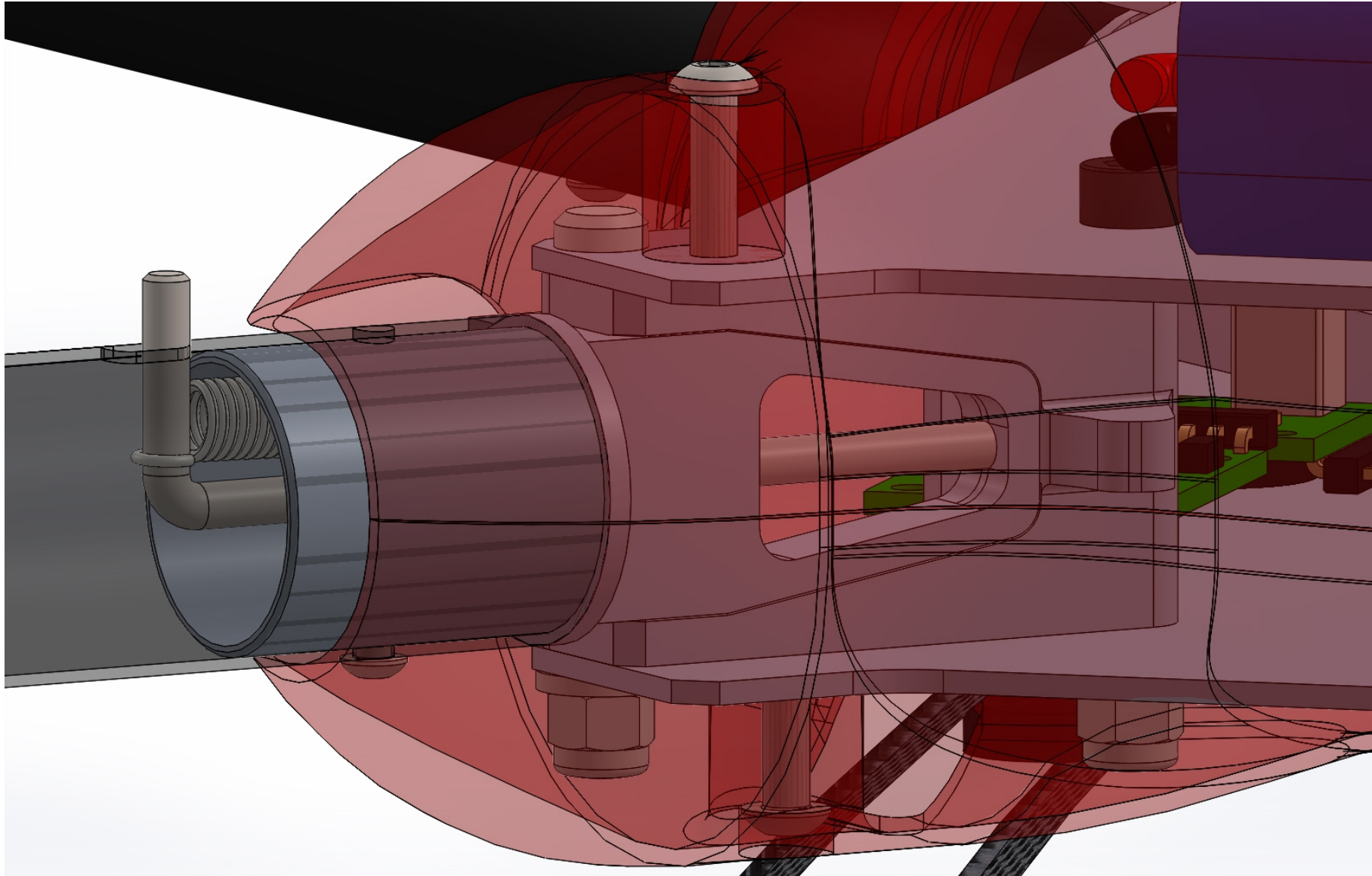


Obr. 14: Pohled na sestavu kvadrokoptery s odejmutou kapotáží středové části a s odejmutou kapotáží jednoho z motorů.

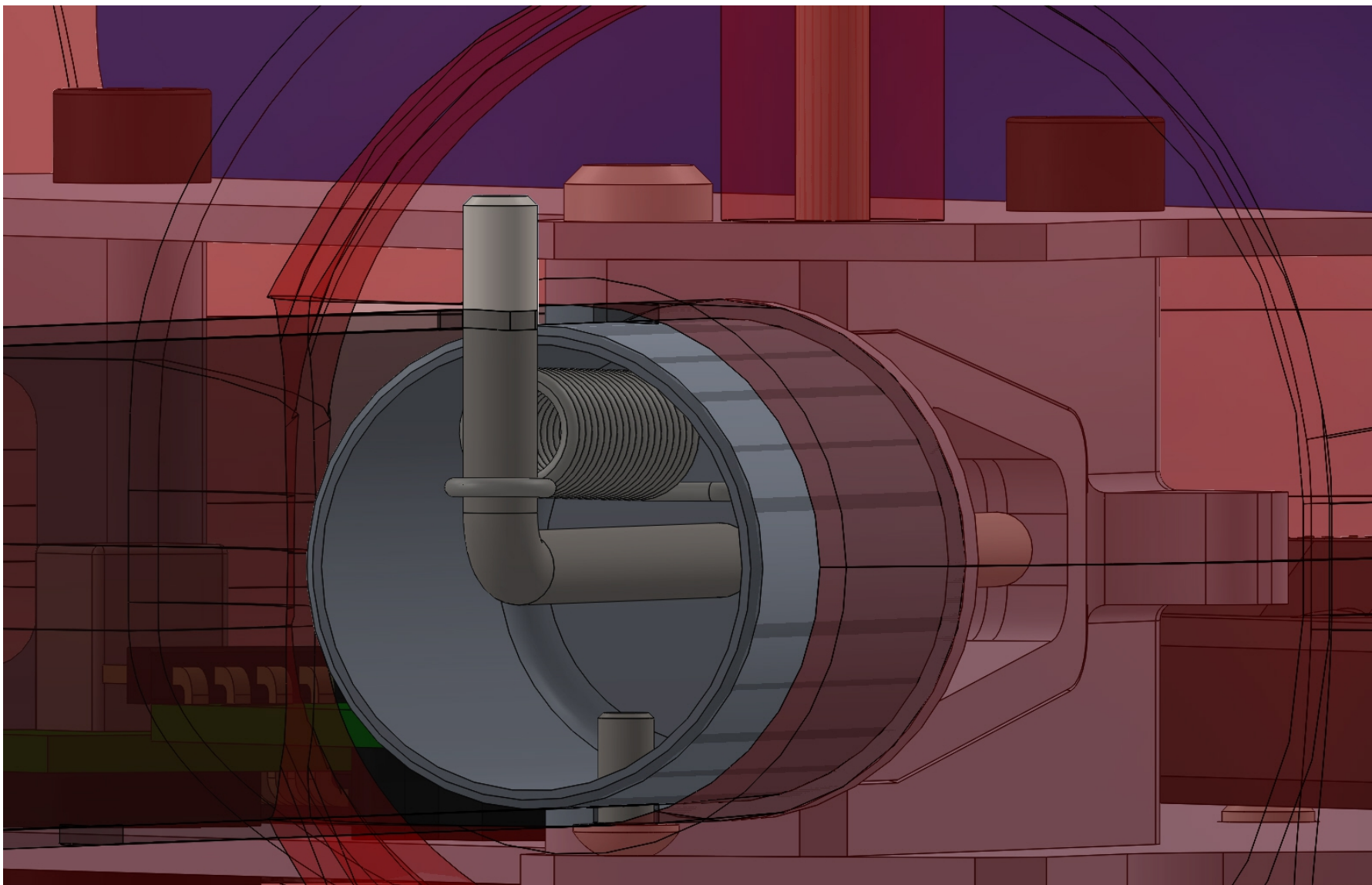


# **PŘÍLOHA    č. 8**

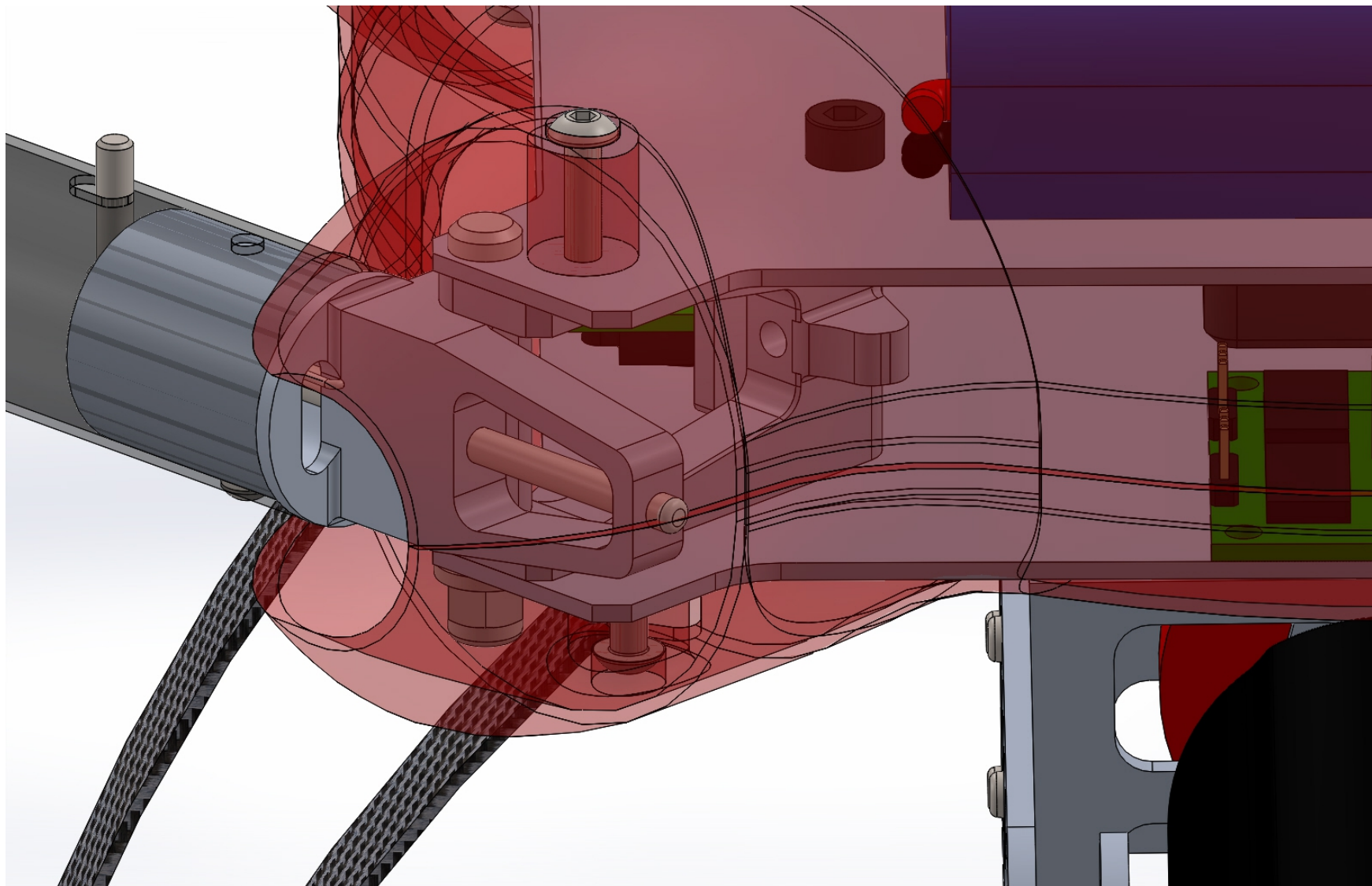
**3D zobrazení sklápěcího mechanismu ramene**



Obr.1: Pohled na mechanismus otočného ramene v zajištěné, provozní poloze.



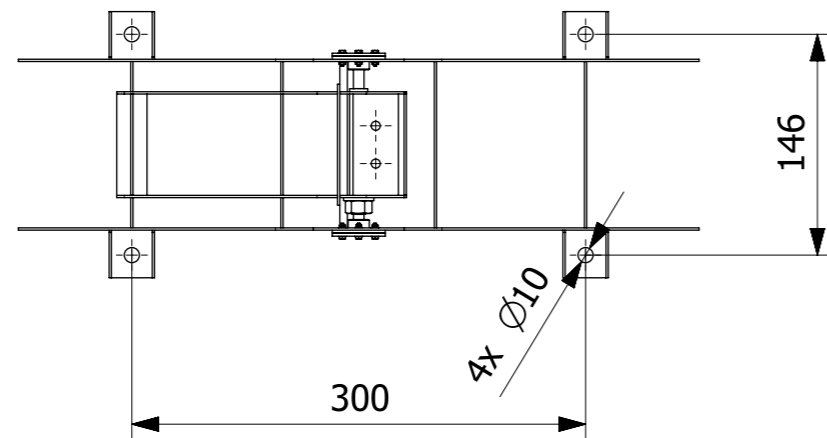
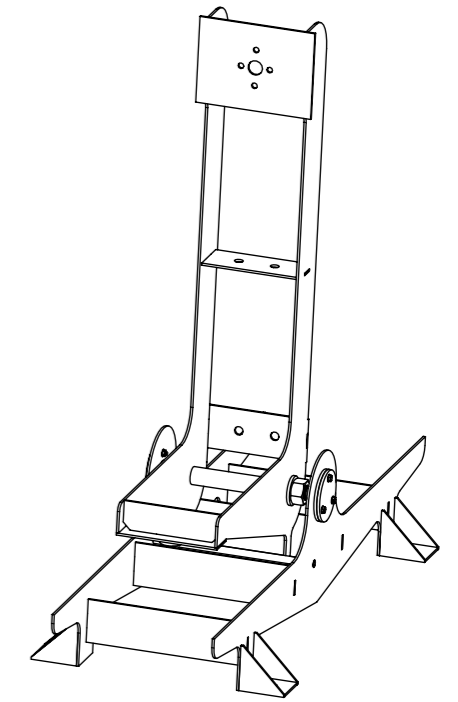
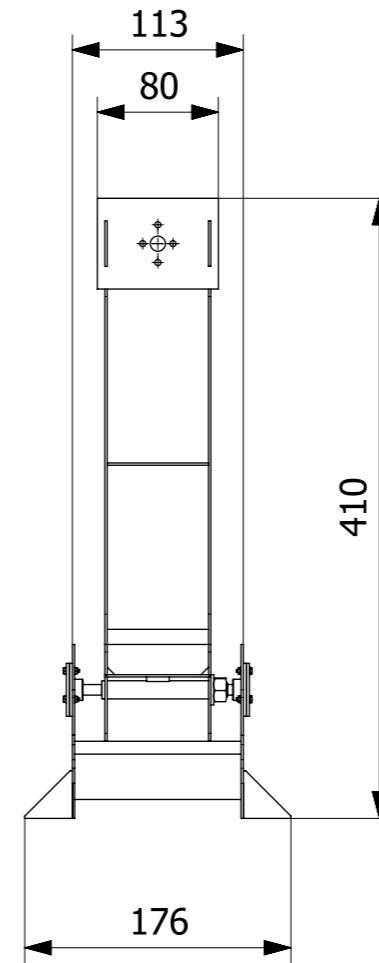
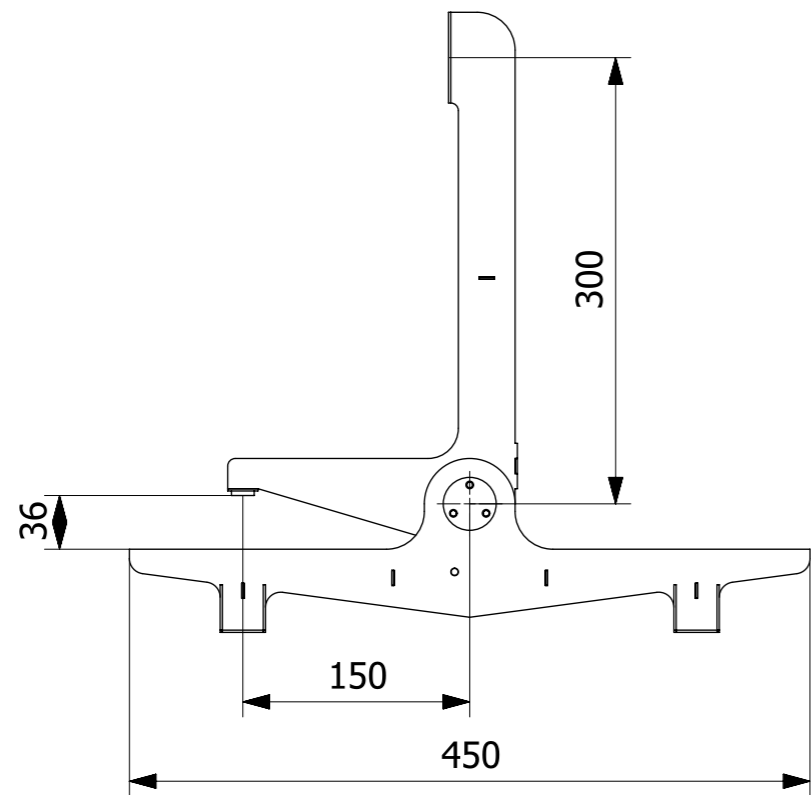
Obr. 2: Detailní pohled na tažnou pružinu, která zajišťuje zasunutí jistícího kolíku v provozní poloze.



Obr. 3: Otočné rameno v poloze pro přepravu. Při sklápění ramene dojde pomocí vedení na pevné části uložení ramene k zatlačení jisticího kolíku. Z obrázku je patrný i doraz pro pohyb ramene.

# **PŘÍLOHA    č. 9**

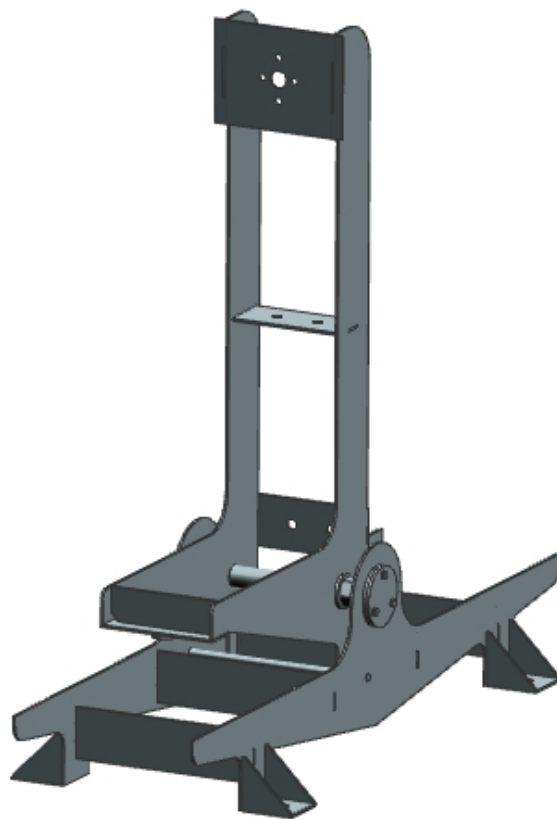
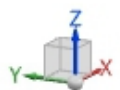
**Výkres montážních rozměrů standu**



		Zapadoceska Univerzita v Plzni Fakulta strojni Katedra konstrukce stroju	
	Jmeno	Datum	<b>Stand pro testovani pohonne jednotky</b>
Kreslil	TRYLC M.	18.3.2013	
Schvalil			
Kontrola			A3 c. vykresu: 13SM04-00-00

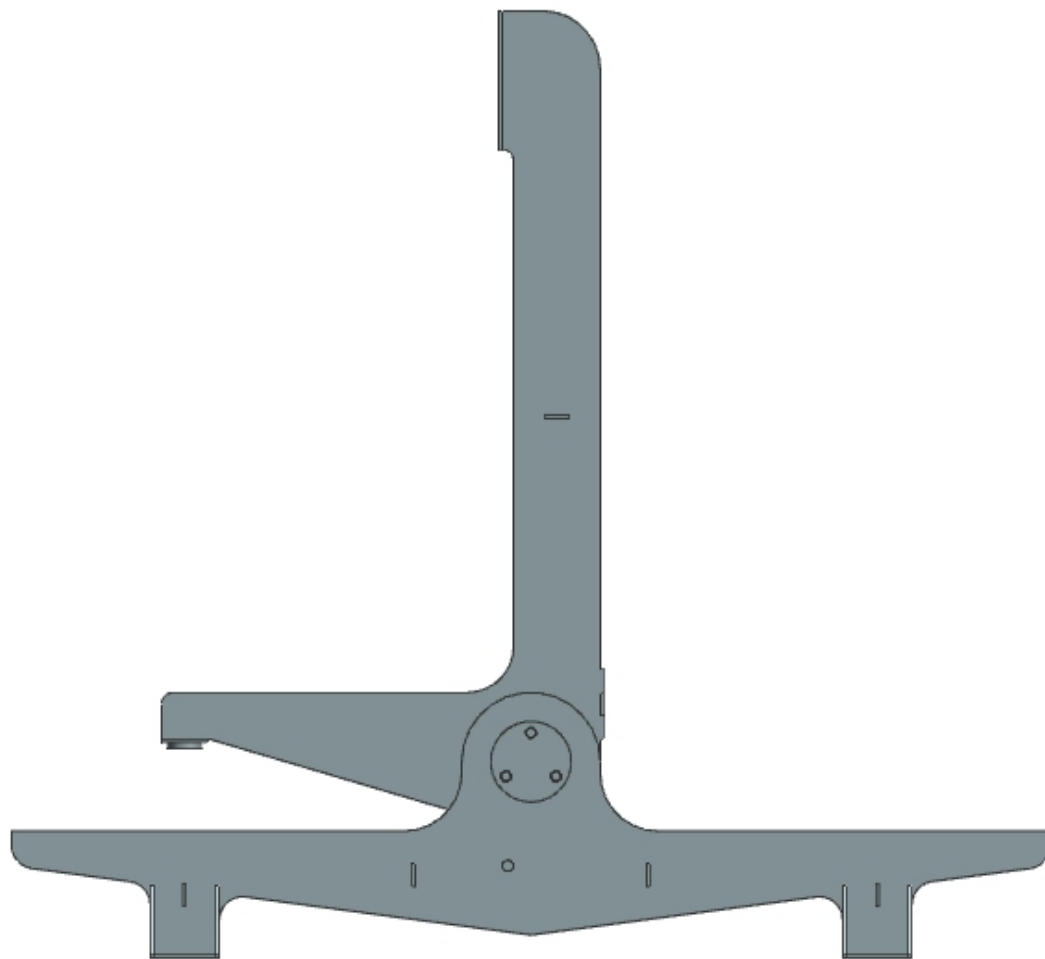
# **PŘÍLOHA č. 10**

**3D zobrazení standu**

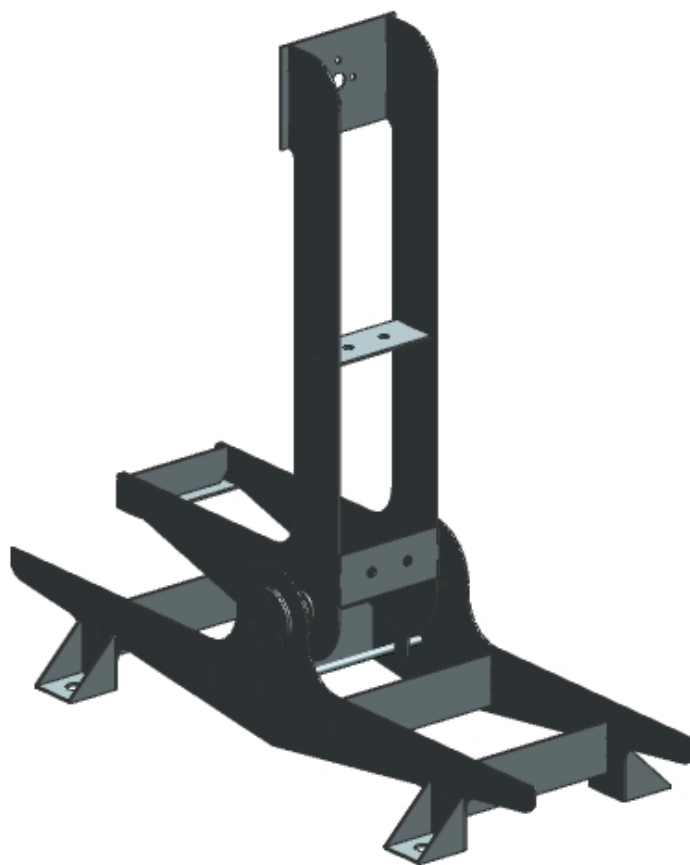
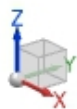


Obr. 1: Izometrický pohled na stand pro testování pohonných jednotek.





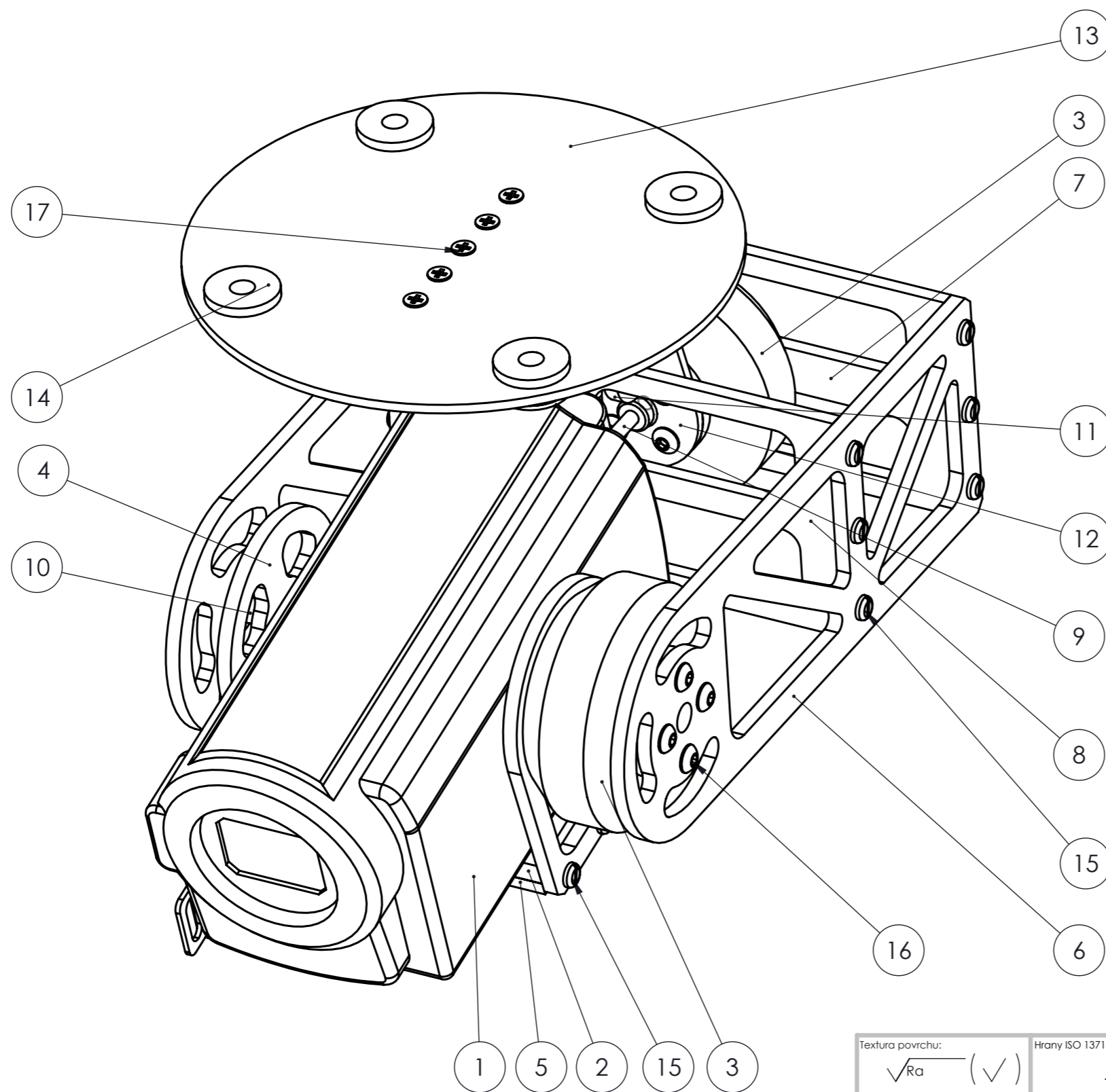
Obr. 2: Boční pohled na stand. Z pohledu si lze všimnout ložiskového domku přichyceného pomocí 3 šroubů.



Obr. 3: Na tomto vyobrazení standu jsou patrné patky s dírami pro kotvicí šrouby. Pokud by stand nebyl přišroubován k pracovnímu stolu, došlo by při měření k jeho pohybu. Dále si zde můžete povšimnout osy, která jistí pohyblivé rameno proti zvrácení vzad. Ke zvrácení by mohlo dojít, v případě špatného smyslu rotace motoru (došlo by k vyvození tlakové síly, místo síly tahové).

# **PŘÍLOHA    č. 11**

**Výkres sestavy gimbalu**

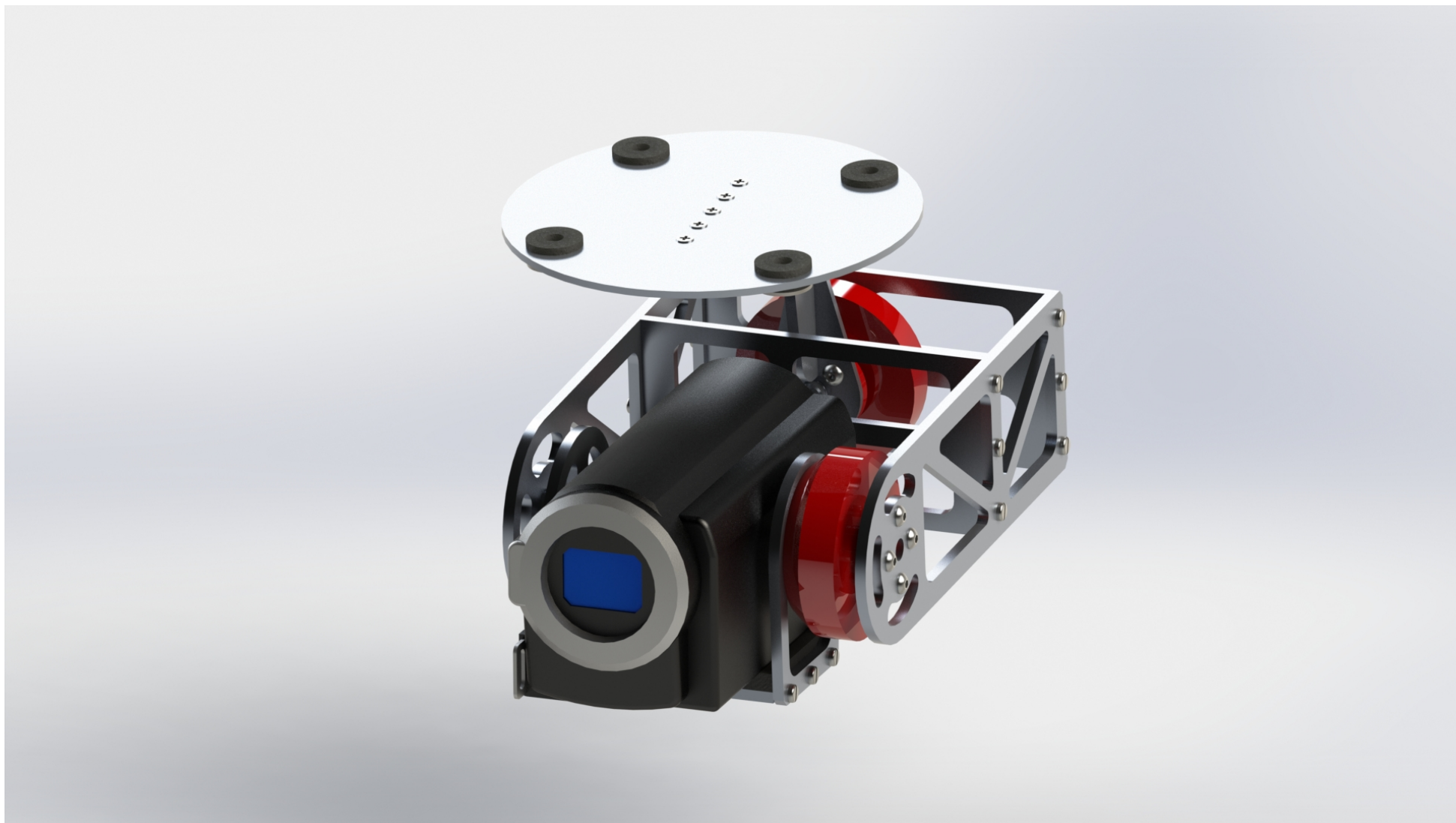


17	5	M2,5 l=10 mm, ISO 7046-1
16	12	M3 l=8 mm, ISO 7380
15	18	M2,5 l=8 mm, ISO 1580
14	4	Silentblok
13	1	Kotvicí deska
12	1	Deska úchyty motoru
11	1	Deska závěsu
10	2	Ložisko F623-2Z
9	1	Osa $\varnothing$ 3mm
8	1	Střední deska naklápění
7	1	Zadní deska naklápění
6	2	Boční deska naklápění
5	1	Spodní deska naklápění
4	2	Boční deska naklápění
3	2	Motor GBM4008
2	1	Tlumicí deska
1	1	Sony HDR CX570
POZ.	MN.	NÁZEV, NORMA

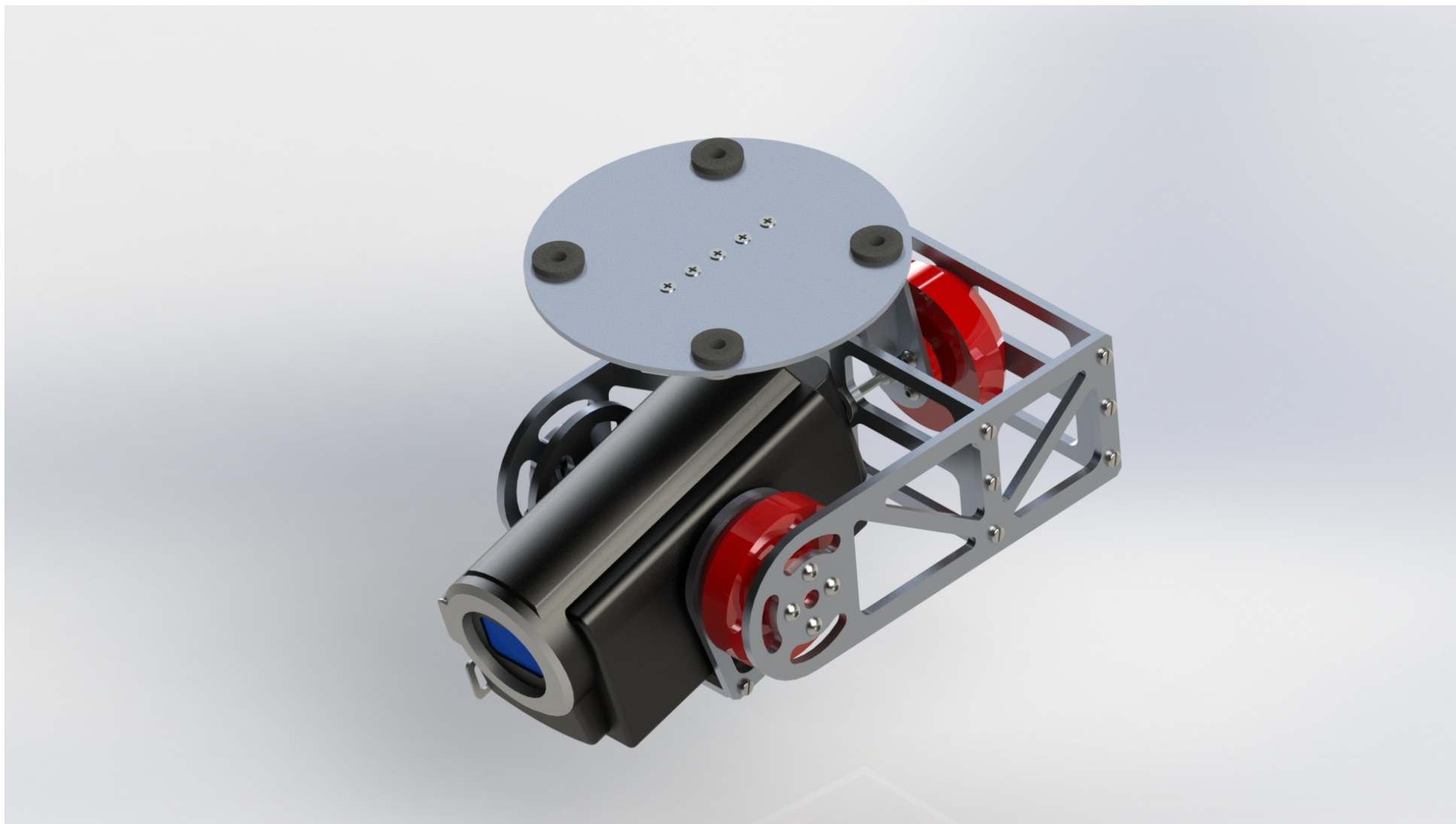
Textura povrchu: $\sqrt{Ra}$ (✓)	Hrany ISO 13715 $\begin{matrix} 0,4 \\ \swarrow \\ \searrow \\ 0,4 \end{matrix}$	Promítání: 	Tolerování: ISO 8015	Přesnost: ISO 2768 - mk																
<table border="1"> <thead> <tr><th>JMÉNO</th><th>PODPIS</th><th>DATUM</th><th>pozn.:</th></tr> </thead> <tbody> <tr><td>NAVRHL</td><td>TRYLČ M.</td><td>11.4.2013</td><td></td></tr> <tr><td>PŘEZKOUSEL</td><td></td><td>13.5.2013</td><td></td></tr> <tr><td>SCHVÁLIL</td><td></td><td>13.5.2013</td><td></td></tr> </tbody> </table>			JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:	NAVRHL	TRYLČ M.	11.4.2013		PŘEZKOUSEL		13.5.2013		SCHVÁLIL		13.5.2013		Zákazník:	
JMÉNO	PODPIS	DATUM	pozn.:																	
NAVRHL	TRYLČ M.	11.4.2013																		
PŘEZKOUSEL		13.5.2013																		
SCHVÁLIL		13.5.2013																		
			Název: <h1>Sestava gimball</h1>																	
MATERIÁL:			číslo výkresu: 13SM03-12-00	Formát: A3																
HMOTNOST: 750 g			Druh výkresu: Výrobní výkres	Měřitko: 1:2																
			LIST 1 Z 1 LISTŮ																	

## **PŘÍLOHA    č. 12**

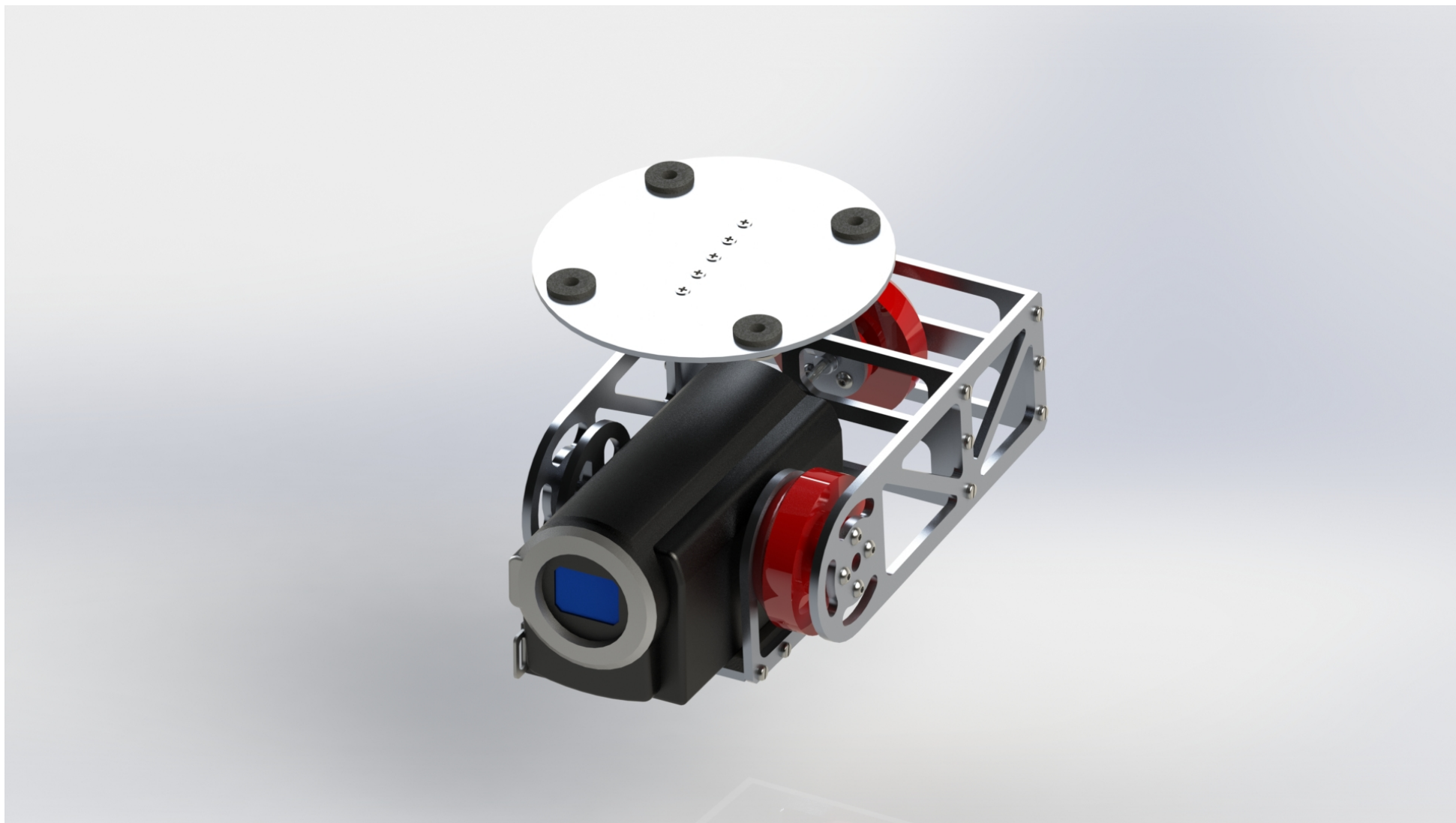
**3D zobrazení gimbalu**



Obr. 1: Dimetrický pohled na sestavu gimbalu.

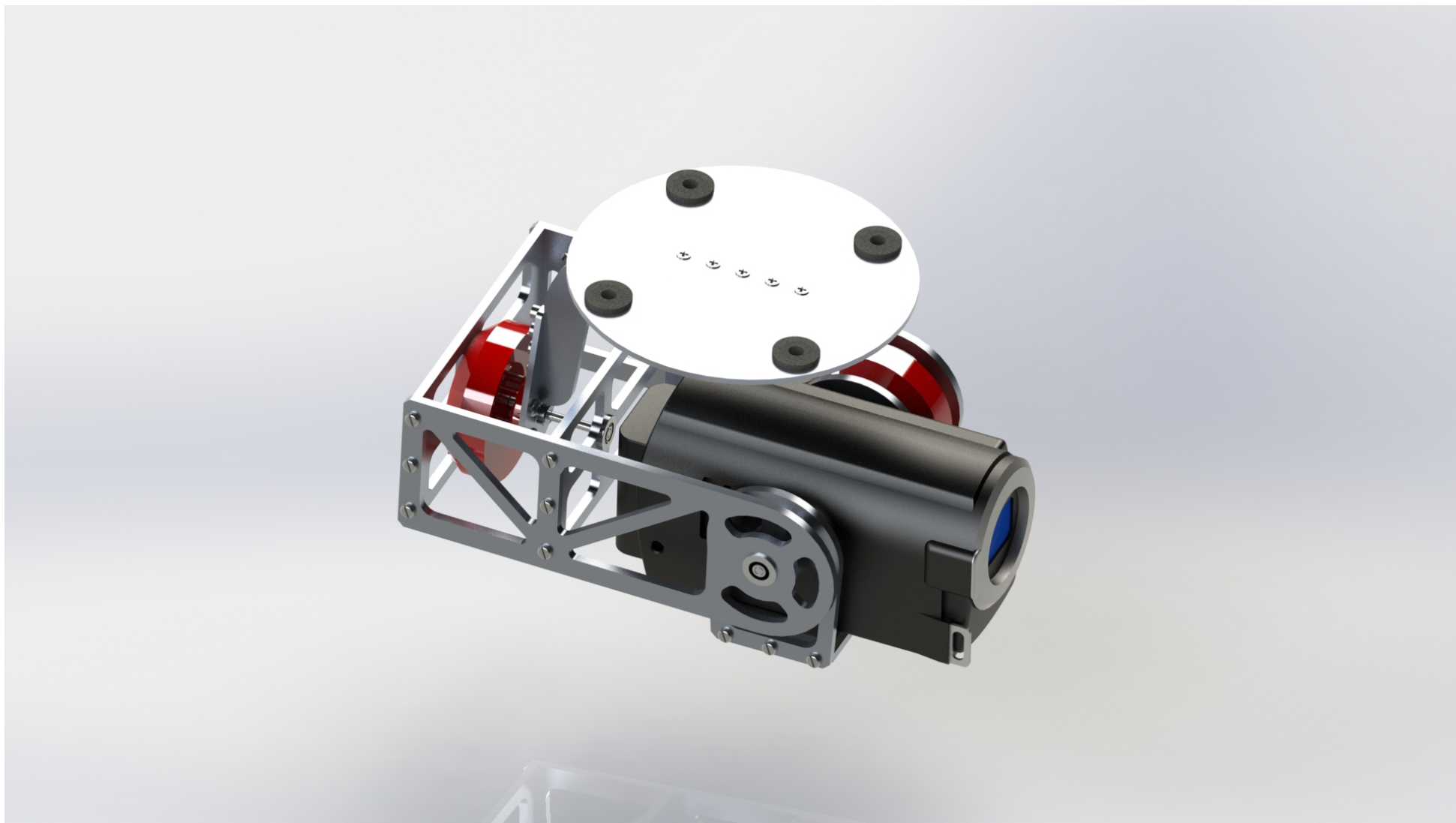


Obr. 2: Izometrický pohled na sestavu gimbalu, kamera je mírně naklopena dolů.

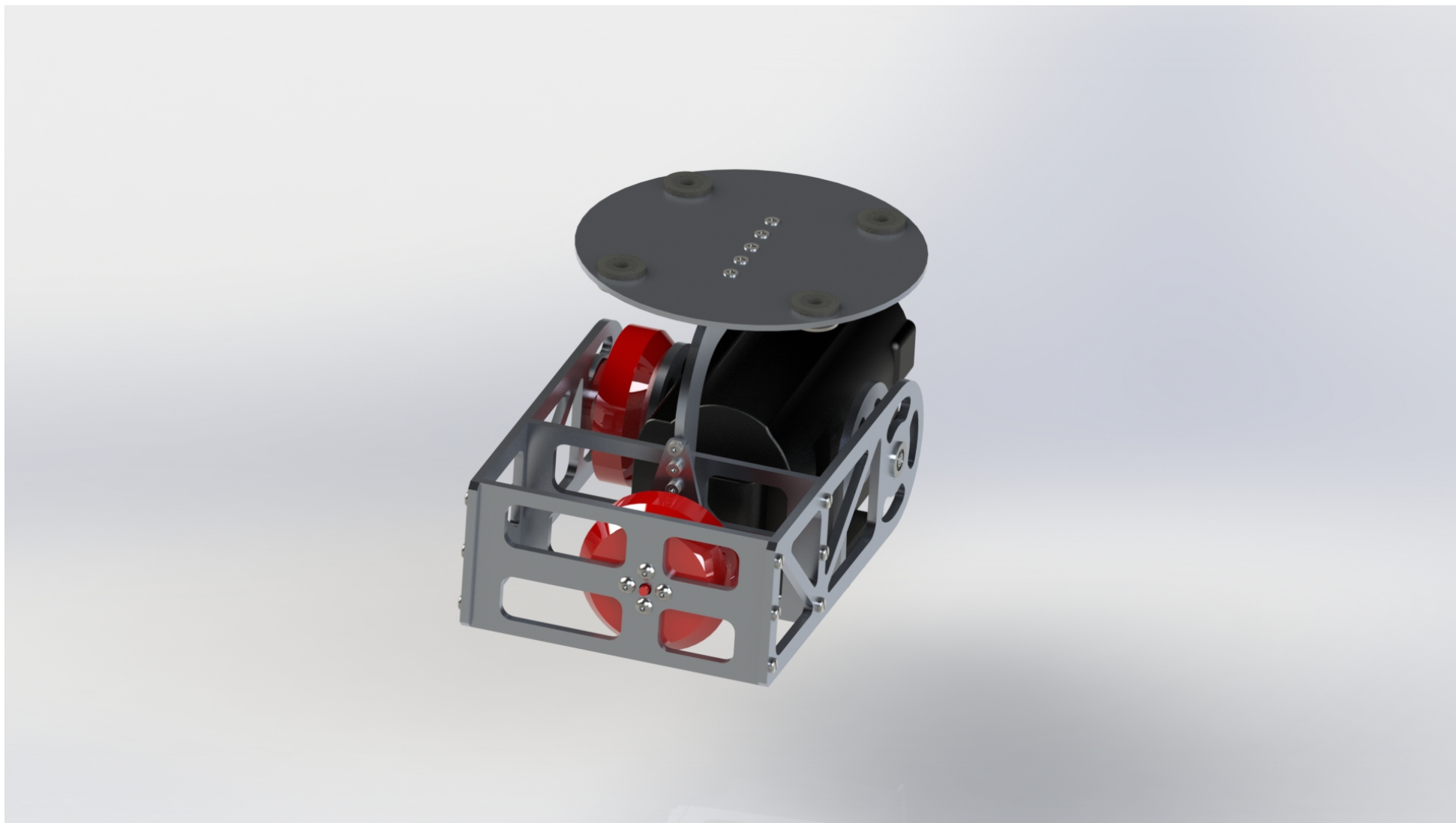


Obr. 3: Trimetrický pohled na sestavu gimbalu.

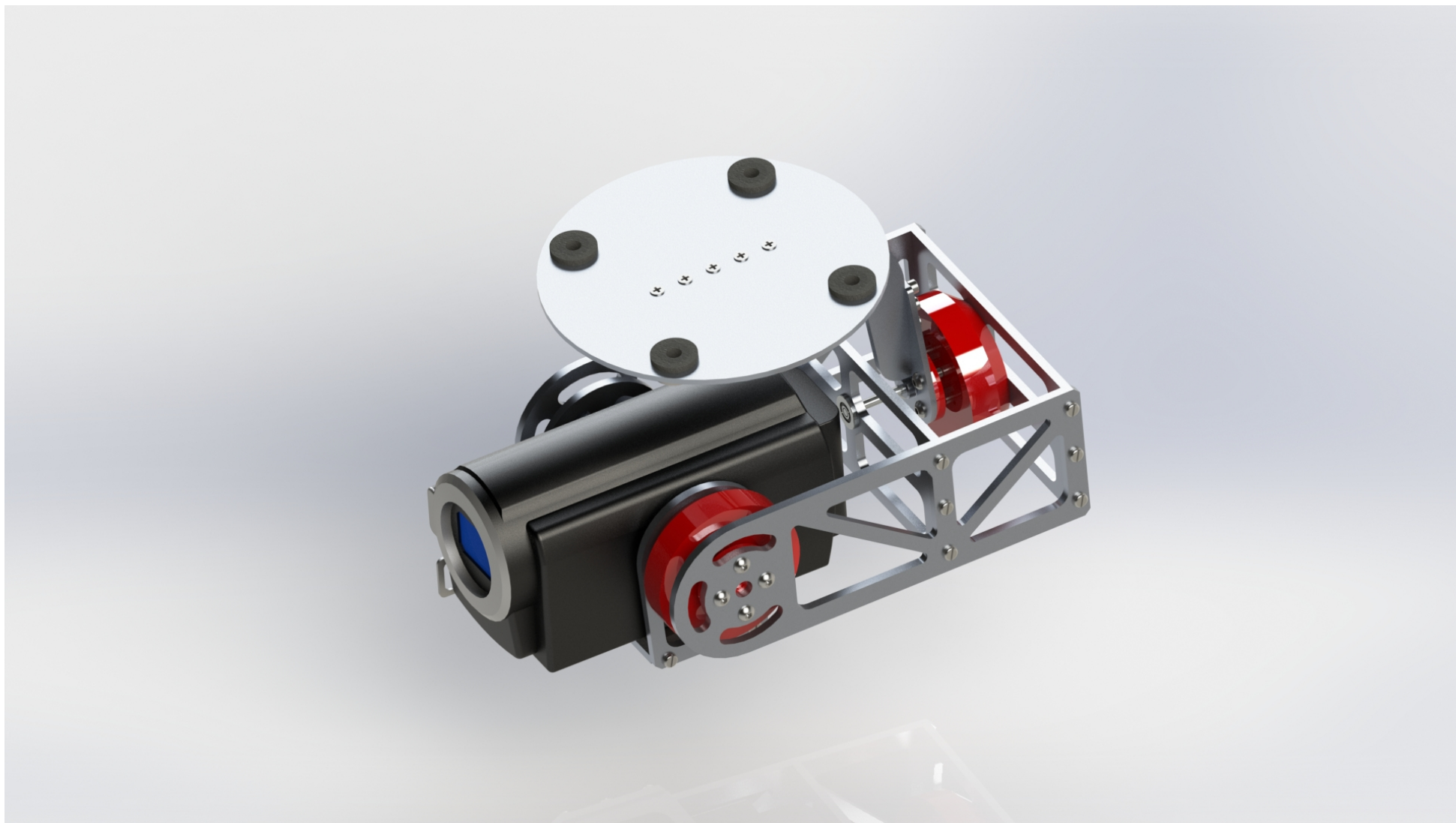




Obr. 4: Pohled na sestavu gimbalu s patrným uložením motoru pro naklání.



Obr. 5: Zadní pohled na sestavu gimbalu.



Obr. 6: Pohled na sestavu gimbalu z levé strany.