ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV MECHANIKY, BIOMECHANIKY A MECHATRONIKY

Odbor mechaniky a mechatroniky

Bakalářská práce

Demonstrátor mechanismu ovládací páky leteckého motoru

Praha, 2017 **Aleš Balon**

Anotační list

Jméno autora:	**Aleš Balon**
Název bakalářské práce:	**Demonstrátor mechanismu ovládací páky leteckého motoru**
Anglický název:	**Thrust Lever Mechanism Demonstrator**
Akademický rok:	2016/2017
Obor studia:	Teoretický základ strojního inženýrství
Ústav/odbor:	Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky Odbor Mechaniky a mechatroniky
Vedoucí bakalářské práce:	**Ing. Petr Beneš, Ph.D.**
Bibliografické údaje:	Počet stran: 40 Počet obrázků: 28 Počet příloh: 3
Klíčová slova:	**Letecké řídicí systémy, fly by wire, ovládací páka motoru, rapid prototyping, technologie 3D tisku**
Keywords	**Flight control systems, fly by wire, thrust lever, rapid prototyping, 3D print technologies**

Anotace: Předmětem práce je stručná řešerše leteckých řídicích systémů, návrh a vyrobení demonstrátoru ovládací páky leteckého motoru. K výrobě je použita metoda FDM 3D tisku a mikrokontroler Arduino.

Abstract: Basis of the thesis revolves around a research of flight control systems, design and manufacturing of a thrust lever demonstrator. FDM 3D printing and an Arduino microcontroller is used to create the demonstrator.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady uvedené v přiloženém seznamu.

V Praze, dne …… ……

Podpis

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat vedoucímu své bakalářské práce Ing. Petru Benešovi, Ph.D. za ochotu při konzultacích a za jeho rady, zéjména při tvorbě praktické části práce.

Obsah

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE 1
Anotační list 3
Prohlášení 4
Poděkování 5
Obsah 6
Seznam obrázků 7
1. Úvod 8
2. Cíle práce 9
3. Teoretická část 10
3.1. Řídicí systémy letadel 10
3.1.1. Mechanický 10
3.1.2. Hydromechanický 10
3.1.3. Fly-by-wire 11
3.2. Řízení výkonu motorů 13
3.2.1. Řídicí jednotka FADEC 13
3.2.2. Ovládací páka motoru 14
3.2.3. Boeing vs. Airbus 14
3.2.4. Popis funkcí ovládací páky 15
3.3. Rapid prototyping 17
3.3.1. Princip aditivního procesu 17
3.3.2. Metody 3D tisku 18
3.3.3. Kvalita tisku 19
4. Praktická část 20
4.1. Koncepční návrh demonstrátoru 20
4.2. Návrh mechanismů součástí 22
4.2.1. Reverzace 22
4.2.2. Tlumení řízení 25
4.2.3. Kinematický popis mechanismu tlumení 28
4.2.4. Potřebná síla k pohybu pákou 29
4.2.5. Numerické výsledky silové analýzy 32
4.3. Programování jednotky Arduino 35
4.4. 3D tisk 36
4.5. Výsledný model a demonstrátor 38
5. Závěr 39
6. Literatura 40

Seznam obrázků

Obr. 1 Porovnání mechanického řídicího systému a FBW systému 12
Obr. 2 Tlačítko sloužící k vypnutí autopilota 14
Obr. 3 Throttle Quadrant v Boeingu 737 14
Obr. 4 Letové režimy Airbusu A330 15
Obr. 5 Druhy výplní při 3D tisku 17
Obr. 6 Příklad složitosti objektů vytisklých metodou SLA 18
Obr. 7 Detail tisku FDM při tloušťkách vrstev 0,05 mm, 0,2 mm a 0,3 mm 19
Obr. 8 Porovnání metod FDM a SLA 19
Obr. 9 Koncepční návrh demonstrátoru 20
Obr. 10 Schéma reverzačního mechanismu 22
Obr. 11 Pomocné schéma reverzačního mechanismu č. 1 23
Obr. 12 Pomocné schéma reverzačního mechanismu č. 2 24
Obr. 13 Zabudování vačkového mechanismu do páky 25
Obr. 14 Tlumení řízení motocyklu 26
Obr. 15 Geometrická iterační metoda 26
Obr. 16 Realizace přepákování 27
Obr. 17 Kinematické schéma 28
Obr. 18 Dynamické schéma 29
Obr. 19 Uvolnění soustavy 30
Obr. 20 Grafy pro φ2 v celém rozsahu <0 ; 2π> 33
Obr. 21 Grafy pro φ2 v rozsahu <1,658 ; 2.950> 33
Obr. 22 Zapojení čidla a displeje 35
Obr. 23 Model páky v prostředí Autodesk Inventor 36
Obr. 24 Model páky v prostředí Slic3r 36
Obr. 25 Detail výplně materiálu 37
Obr. 26 Tisk výrobku 37
Obr. 27 Výsledný model sestavy 38
Obr. 28 Výsledný demonstrátor 38

1. Úvod

Letecká doprava je stále rozšiřujícím se odvětvím dopravního průmyslu. Proto také stále dochází k inovaci ve výrobě letadel a jejich součástí, které musí splňovat přísné normy. Z toho důvodu jsou často používány specilizované součásti, které tyto normy splňují.

S rozvíjející se výrobou specializovaných součástí, také stoupá zájem o metody umožňující rychlé a levné testování před samotnou nákladnou výrobou finálních produktů. Přestože se numerické modely staly normou v průmyslu, jelikož se s jejich pomocí může otestovat řada vlastnotní modelovaného objektu, nemohou plně nahradit přínos fyzického prototypu.

Prototypy jsou vhodné k testování různých konstrukčních přístupů, jelikož se na nich projeví nedokonalosti, které nemusí být v softwarovém modelu zřetelné. Další výhodou je testování ergonomických vlastností, které mohou být optimalizovány ve spolupráci s koncovým zákazníkem podle jeho představ. Prototypy mohou být použity i pro vyzkoušení sestavení několika konstrukčních celků dohromady, například zabudování určitého prvku avioniky do palubové desky.

2. Cíle práce

Z důvodů výhod prototypů uvedených v úvodu, je cílem práce sestrojení takového prototypu (demonstrátoru) pro ovládací páku leteckého motoru, který by v praxi mohl sloužit jako testovací zařízení pro piloty. Ať už by se jednalo o testování ergonomických vlastnotstí zařízení, nebo o využití demonstrátoru jako řídicího prvku pro testování leteckých motorů.

Konkrétní cíle práce jsou následující:

- Seznámení se s funkcemi ovládací páky leteckého motoru.
- Seznámení se s mechanismy používanými pro konstrukci ovládací páky motoru.
- Návrh kinematického modelu ovládací páky motoru.
- Sestavení demonstrátoru ovládací páky leteckého motoru.

Přestože výstupem práce má být konkrétní demonstrátor, jejím podstatnějším přínosem je sepsaný postup a metodika pro návrh obecného demonstrátoru ovládací páky leteckého motoru.

3. Teoretická část

3.1. Řídicí systémy letadel

3.1.1. Mechanický

První z používaných řídicích systémů byl použitý například v letadlech leteckých průkopníků, bratří Wrightů. Systém sestává z kolekce táhel, tažných lan, kladek a protiváh k převádění sil mezi leteckými plochami a řídicími prvky v kokpitu [1] [2]. Dnes se tento systém stále používá například v letadle Cessna 172, který se vyrábí od roku 1956. Nevýhody tohoto systému jsou jeho hmotnost a potřeba zavedení mechanických převodů při zvětšení aerodynamických účinků na letadlo, tedy dochází ke komplikaci zástavby systému do samotného letadla a k dalšímu nežádoucímu nárustu hmotnosti.

3.1.2. Hydromechanický

S požadavkem na přenos větších sil z kokpitu na letecké řídicí plochy se začaly používat hydro-mechanické řídicí systémy [3]. Ty tvoří dva okruhy: mechanický a hydraulický. Mechanický okruh je stejný jako u mechanických řídicích systému, ale není zde přímé propojení mezi kokpitem a letovými plochami. Mechanický okruh se napojuje elektronicky na hydraulický okruh a ten je napojen na řídicí plochy [2]. Hydraulický okruh se skládá z hydraulických pump, nádrží, ventilů a aktuátorů. Konkrétně se používají EHSV (Electrohydraulic servo valve), které ovlivňují množství kapaliny působicí na aktuátor. Tento systém například používalo letadlo Lockheed Martin SR-71, známější pod jménem Blackbird.

Jelikož aerodynamické síly působící na letadlo nejsou přímo převáděny na řídicí prvky v kokpitu tak, jako je tomu u čistě mechanických systému, došlo k závadění tzv. „pocitových“ jednotek. Ty mají za úkol dávat pilotovi zpětnou vazbu ohledně chování letadla [2].

3.1.3. Fly-by-wire

Fly-by-wire systém (zkráceně FBW) nahrazuje manuální ovladací prvky elektronickým rozhraním [1]. Vstupy do systému způsobené pilotem jsou převedeny na elektronické signály, zpravidla digitální z důvodu rušení, a ty jsou po kabelech (anglicky „wire“, proto vzniklo označení „fly-by-wire“) posílány do příslušných řídicích jednotek, které řídí pohyb letových ploch, výkon motorů atd.

FBW systém se dá považovat za vnitřní systém, který ovládá letadlo a za pomoci zpětné vazby udržuje letadlo v letových podmínkách nastevených pilotem. Pilot tedy může být považován za „vnější systém“, který určuje letové cíle, a není přímo spojený s řídicími členy [4]. Např. letovou hladinu, úhel stoupání, letovou rychlost apod.

Výhody, které přináší FBW systém, jsou zejména zvýšení bezpečnosti, snížení pracovního vytížení pilotů, snížení hmotnosti letadla a možnost použití nestabilních systémů.

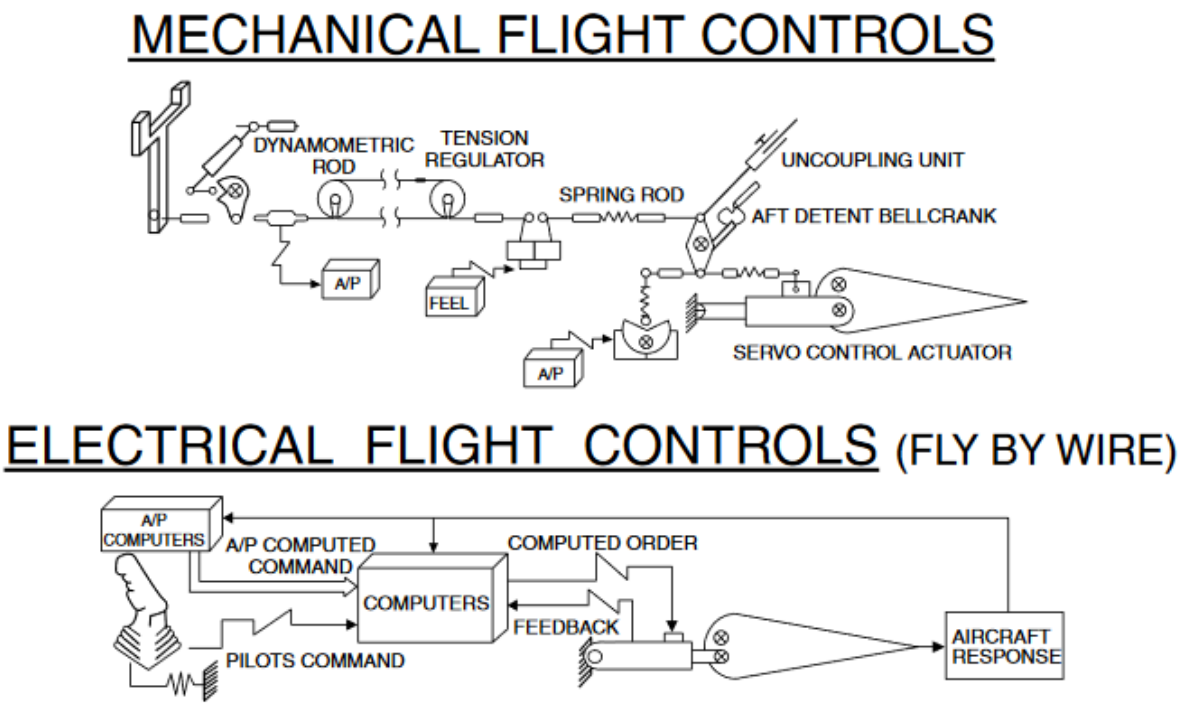
Bezpečnost: Pro FBW je typické použití několika nezávislých komunikačních kanálů k posílání signálů mezi kokpitem a řídicími jednotkami [1]. Takže v případě selhání jednoho kanálu jsou další v záloze, které jsou schopny signály bezpečně rozeslat. Navíc se používá i více řídích jednotek pro jeden prvek a každá jednotka se skládá z páru „Command/Monitor“. Command zpracovává signály a upravuje polohu řídicí letové plochy a Monitor zpracovává signály a vypočítává teoretickou polohu řídicích ploch letadla. Pokud se výstup Commandu a Monitoru liší nad přípustnou mez dojde k deaktivaci jednotky a kontrolu přebírá další jednotka většinou bez žádného nebo minimálního projevu na řídicí plochu.

Snížení pracovního vytížení: FBW systém značně usnadňuje práci pilotů zejména proto, že je schopný kontrolovat a nastavovat řadu letových parametrů automaticky. Dále nedovolí pilotovi uvést letadlo mimo letovou obálku, takže pilot se při krizových situací nemusí obávat poškození letadla při náročných manévrech [1].

Snížení hmotnosti: Tím, že FBW systém provádí všechny operace několikrát za vteřinu, nemusí být samotný návrh letadla tak stabilní [1], jako u mechanických a hydromechanických systémů. Takže se řídicí plochy letadla mohou zmenšit, čímž dojde k snížení hmotnosti [2]. V druhé řadě dochází ke snížení hmotnosti vyloučením některých ovladacích prvků ostatních zmíněných systémů jak lze vidět na Obr. 1. Avšak nejzákladnější ovladací prvky v některých letadlech zůstavají pro případ úplného selhání FBW systému.

Nestabilní systém: Jedná se o „radikálnější“ snížení hmotnosti. Celé letadlo je navrhnuto jako nestabilní systém a bez FBW systému by nebylo možné ho pilotovat [1]. Tento přístup návrhu je často využit pro vojenské aplikace, protože výrazně zlepšuje schopnost manévrovat při soubojích. Asi nejslavnější představitel tohoto přístupu je Lockheed Martin F-22 Raptor nebo Eurofighter Typhoon.

Další nedílnou součástí FBW systému jsou řídicí jednotky FADEC.



Obr. 1 Porovnání mechanického řídicího systému a FBW systému [11]

3.2. Řízení výkonu motorů

3.2.1. Řídicí jednotka FADEC

Full **A**uthority **D**igital **E**ngine **C**ontrol je řídicí jednotka motoru, která přebírá úplnou kontrolu nad ovládním motoru a je v dnešní době využívána ve většině dopravních letadel. [2]. Funkcí FADECu je optimální řízení motoru na základě pokynů pilota s ohledem na aktuální stav motoru, letadla a okolního prostředí.

Výhody jednotek FADEC jsou šetření paliva, maximální využití motorů při daných letových podmínkách, automatické monitorování parametrů motorů a regulace výkonu pro ochranu motoru, zvýšení životnosti motoru, snížení odporu na kormidlo letadla vyvážením tahu motorů a integrace ostatních systémů s ovládáním motoru [2].

Nevýhodou jednotky FADEC je složitost systému oproti hydromechanickým, anologovým nebo manuálním systémům řídicí motor. V případě krizové situace je motor bez jednotky FADEC schopen vyvinout daleko větší tah, protože na rozdíl od motoru s jednotkou FADEc, mu nic nebrání v dočasném přetížení z hlediska poskytování tahu (výkonu). V případě úplného selhání FADEC jednotky pilot není schopen ovládat ani nastartovat motory. Tomu se, stejně jako u FBW systémů, předchází používáním více jednotek najednou [2].

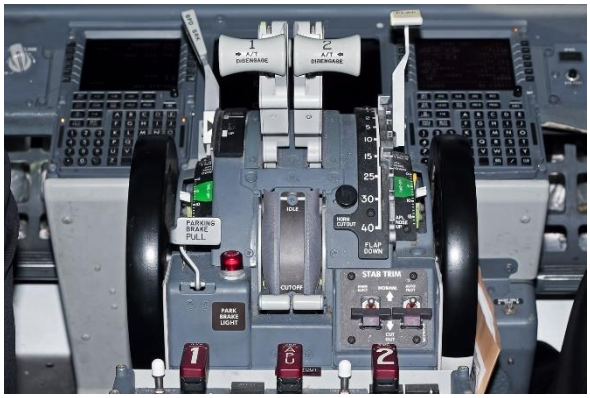
Piloti mají možnost ovlivňovat funkci motorů přes tzv. autothrottle, neboli autopilota. Na této jednotce se nastavují požadované rychlosti, případně výkony a letové režimy. K vybírání letových režimů a regulaci výkonu slouží u dnešních civilních letadel páky zvané „Thrust Lever“, v překladu „Ovládací páka motoru“.

3.2.2. Ovládací páka motoru

Ovládací páka motoru je zařízení, kterým pilot reguluje výkon motoru, přičemž každý motor má svojí příslušnou ovládací páku. Páky se obvykle nachází v sektoru ovládání přípustí a plynů (Throttle Quadrant), jak je vidět na Obr. 3 [5, 6].

Zde se dále zpravidla nachází reverzační páky, ovládání aerodynamických brzd používaných při přistání, ovládání ručních brzd pro zastavení letadla na místě a přípustě paliva.

Vybavení sektoru ovládání přípustí se samozřejmě liší podle modelu letadla a záleží na výrobcích, jak uspořádají rozložení ovládacích prvků letadla v kokpitu.



Obr. 3 Throttle Quadrant v Boeingu 737
Zdroj: Robert Burke, www.airliners.net

Obr. 2 Tlačítko sloužící k vypnutí autopilota
Zdroj: www.flaps2approach.com

3.2.3. Boeing vs. Airbus

Přístup ke koncepci ovládací páky se značně liší mezi dvěma nejrozšířenějšími společnostmi v civilní letecké dopravě, tedy mezi společností Boeing a Airbus.

Přístup společnosti Boeing je více tradiční ve smyslu pohybu páky i při zaplém autopilotu. Tedy pilot na jednotce autopilota nastaví požadované letové parametry a ovládací páky mění svůj sklon podle výkonu dodávaného motory. Pilot tak má zřetelnou vizuální zpětnou vazbu o tom, jak se mění výkon motorů.

Airbus naopak volí způsob poněkud modernější, kdy piloti vybírají letové režimy sklonem páky, a ta se nehýbe i při změně výkonu motorů, kterou provádí autopilot bez

zásahu pilota. Z hlediska konstrukce se jedná o jednodušší zařízení, které nezávisí na napájení servomotorů pro automatický pohyb páky, ale tento přístup neposkytuje pilotům tak zřetelnou zpětnou vazbu.

Zbytek práce se bude zaměřovat na koncepci páky podle společnosti Airbus.

3.2.4. Popis funkcí ovládací páky

Hlavní funkcí ovládací páky je regulování výkonu motoru [7]. To je realizováno nastavením sklonu páky vůči výchozí pozici, kdy motor má minimální výkon a neposkytuje téměř žádný tah, takzvaná „idle“ pozice. Informace o sklonu páky se zpravidla snímá RVDT čidlem. Jedná se o čidlo, jehož výhodou jsou nízká cena, malé rozměry a jednoduchá konstrukce. Analogový signál je co nejdříve převeden na signál digitální, aby nedocházelo k nežádoucímu rušení při přenosu. Digitální signál je poté posílán do řídích jednotek letadla, například do již zmíněného FADECu.

Mezi běžné pracovní režimy motoru patří **tah na volnoběh** (Idle Thrust), kdy motory produkují minimální možný tah, **tah cestovní** (Cruise Thrust), při kterém letadlo spotřebovává nejmenší množství paliva, a **tah maximální** (Maximal Thrust), který se používá během vzletů. Na Obr. 4 lze vidět jednotlivé režimy Airbusu A330 kde význam vybraných zkratek je následující: TO – Take off (vzlet), MCT – Maximum Continous Thrust (maximální nepřetržitý tah), CL – Climb (stoupání), 0 – Idle (minimální tah) [8].

Obr. 4 Letové režimy Airbusu A330
Zdroj: www.karlenepettit.blogspot.com

Další důležitou funkcí nacházející se na ovládací páce je reverzační páka, která slouží k obrácení tahu motoru [7]. Mechanismus reverzační páky by měl být navržen tak, aby nedošlo k obrácení tahu během letu, jelikož to by mohlo mít katastrofální následky. Tomu zpravidla brání mechanismus řízený signálem z čidla, které detekuje zatížení podvozku. Jinými slovy detekuje, zdali letadlo už zcela dosedlo na zem, nebo ne.

Dále se na páce může vyskytovat spínač, zobrazen na Obr. 2, k vypnutí autopilota [7]. Jeho stisknutí umožňuje pilotovi manuálně regulovat signál, který je posílán do řídicí jednotky motoru aniž by autopilot, jakkoliv zasahoval do řízení. Toho se například využívá při přistávání, pokud řídicí systém letadla nedisponuje tzv. funkcí „autoland“, což je autopilot, který dokáže automaticky přistát s letadlem.

3.3. Rapid prototyping

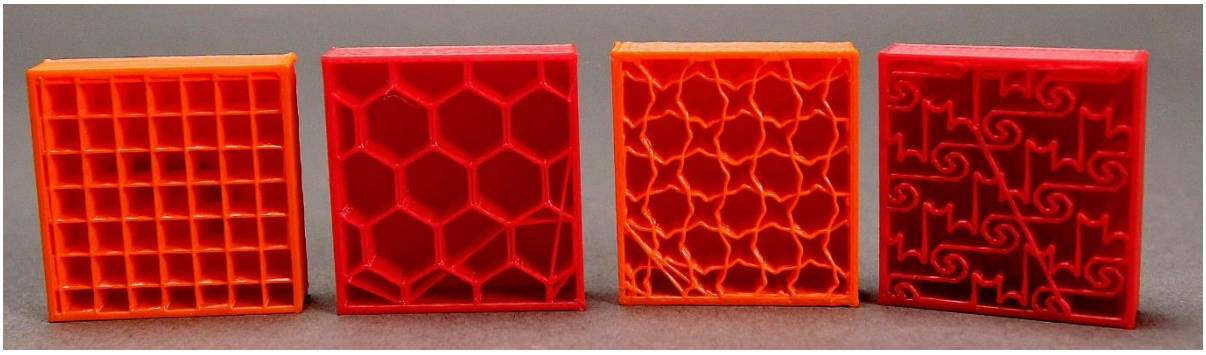
Rapid prototyping je termín využívaný pro výrobu prototypů netradičními technologickými postupy, zpravidla je využíván některý z aditivních procesů, tedy 3D tisk. Výhodou rapid prototypingu je rychlé zhotovení prototypu výrobku, ověření jeho funkčnosti a nízká výrobní cena. Nevýhodou je to, že prototypy jsou limitovány vlastnostmi materiálu, ze kterého jsou vyrobeny. Takže na nich nelze provádět žádné mechanické a jiné materiálové zkoušky, jelikož se materiálové vlastnosti prototypu a konečného výrobku neshodují.

3.3.1. Princip aditivního procesu

"Objekt vzniká vrstvu po vrstvě natavováním tenkého proužku plastového materiálu. Představte si, že váš model rozkrájíte na plátky jako bramboru na chipsy a poté každý z řezů nakreslíte tavnou pistolí na lepidlo. Žádná raketová věda."

Josef Průša, zakladatel společnosti Prusa Research

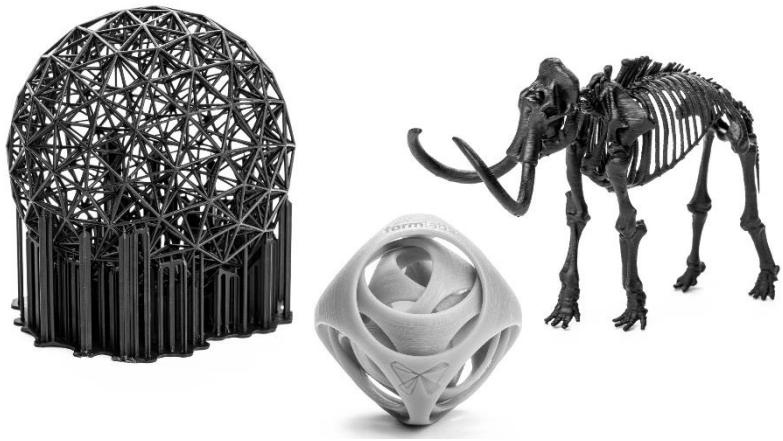
Aditivní proces spočívá v „nařezání" 3D modelu vyráběného objektu na jemné horizontální vrstvy. Ty jsou na sebe nanášeny v odpovídajícím pořadí. Počáteční a okrajové vrstvy modelu se zpravdila tisknou celé, ve smyslu výplnění materiálem. Ovšem další vrstvy jsou vytvářeny výplní různých geometrických uspořádání viz. Obr. 5. Tento způsob šetří čas výroby i použitý materiál. Míru využití materiálu a geometrii výplně lze nastavit v softwaru použitého zařízení. Princip jakým vznikají nanášené vrstvy závisí na použité výrobní metodě.



Obr. 5 Druhy výplní při 3D tisku
Zdroj: www.engineeringdog.com

3.3.2. Metody 3D tisku

Stereolitografie (SLA) je technologie, která spočívá v aktivaci fotocitlivé pryskyřice pomocí laseru nebo projektoru, kdy původně tekutá pryskiřice vytvrdne při prosvícení UV světlem [9]. Tato metoda je vhodná pro výrobu detailních modelů, jak lze vidět na Obr. 6. Nevýhodou je toxicita použitého materiálu, který v nevytvrzeném stavu vyvolává, při kontaktu s pokožkou, vyrážky. SLA je v průmyslu používáno již od roku 1984, kdy byla patentována Charlsem Hullem [10].



Obr. 6 Příklad složitosti objektů vytisklých metodou SLA
Zdroj: www.3dprintingindustry.com

Spékání (DMLS/SLS) je technologie využívající laser ke spékání (sinterování) prášku do podoby žádaného objektu. Myšlenka procesu j eve své podstatě jednoduchá. Laser prosvítí prášek na místech definovaných nařezanou vrstvou 3D modelu a prášek se speče do pevného objektu, poté se nanese nová vrstva prášku a proces se opakuje, dokud se nenanesou všechny vrstvy modelu. Sinterování se dělí na dvě zásadní skupiny. SLS (Selective Laser Sintering) využívající nilonový prášek a DMLS (Direct Metal Laser Sintering) využívající kovový prášek. Sinterování je jediná technologie umožňující tisk z kovů [10].

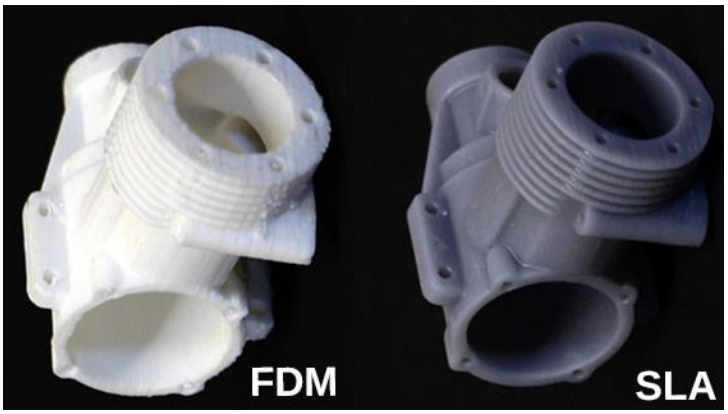
FDM (Fused Depostion Modeling) patří mezi nejrozšířenější technologie v oblasti 3D tisku [10]. Technologie je založena na využívání roztaveného termoplastického polymeru. Materiál se odvíjí z cívky, kde je namotán ve formě struny, do tavné hlavice, kde se roztaví (teploty tavení se pohybují okolo 200 °C až 250 °C) a je nanášen ve vrstvách [10]. Pokud má být tisk prováděn tzv. do vzduchu, tisknou se navíc podpory,

které drží první vrstvy a zabraňují jejich deformaci vlivem gravitace. Podpory se dají z modelu po vytisknutí lehce odstranit.

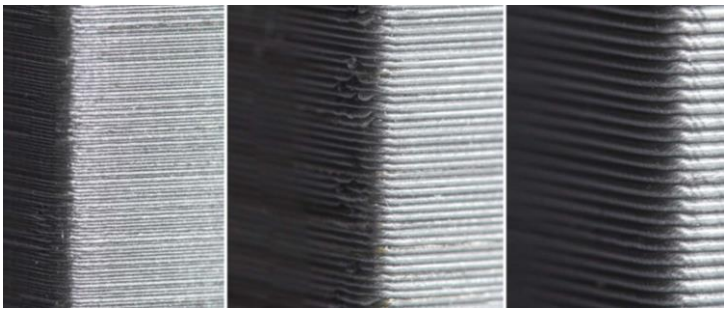
Tato metoda je populární obzvláště z důvodu nízké pořizovací ceny tiskáren a minimálních rizik při provozu. Nízká cena FDM 3D tiskáren je především dána tím, že většina částí je vyráběna technologií FDM tisku, takže jejich výroba je snadná a levná.

3.3.3. Kvalita tisku

Kvalita tisku závisí na použité technologii a je do značné míry ovlivněna použitými materiály a tloušťkou jednotlivých nanášených vrstev, ilustrováno na Obr. 8 a Obr. 7. Vlastnosti materiálu se na výsledném produktu mohou například projevit zkroucením větších částí z důvodu teplotní roztažnosti. Tento jev nastává při FDM tisku při použití plastu ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene) [10]. Příliš velká tloušťka vrstvy může způsobit nepřesnosti u detailnějších částí modelu.



Obr. 8 Porovnání metod FDM a SLA
Zdroj: www.f1m.com



Obr. 7 Detail tisku FDM při tloušťkách vrstev 0,05 mm, 0,2 mm a 0,3 mm
Zdroj: www.3dhubs.com

4. Praktická část

4.1. Koncepční návrh demonstrátoru

Pro samotný návrh demonstrátoru bylo přínosné první zhotovit koncept, který poskytnul lepší představu o výsledném modelu. Na tomto konceptu byly navrženy základní mechanismy, co se funkce týče, a přibližné rozměrové vztahy mezi jednotlivými součástmi.

Obr. 9 Koncepční návrh demonstrátoru

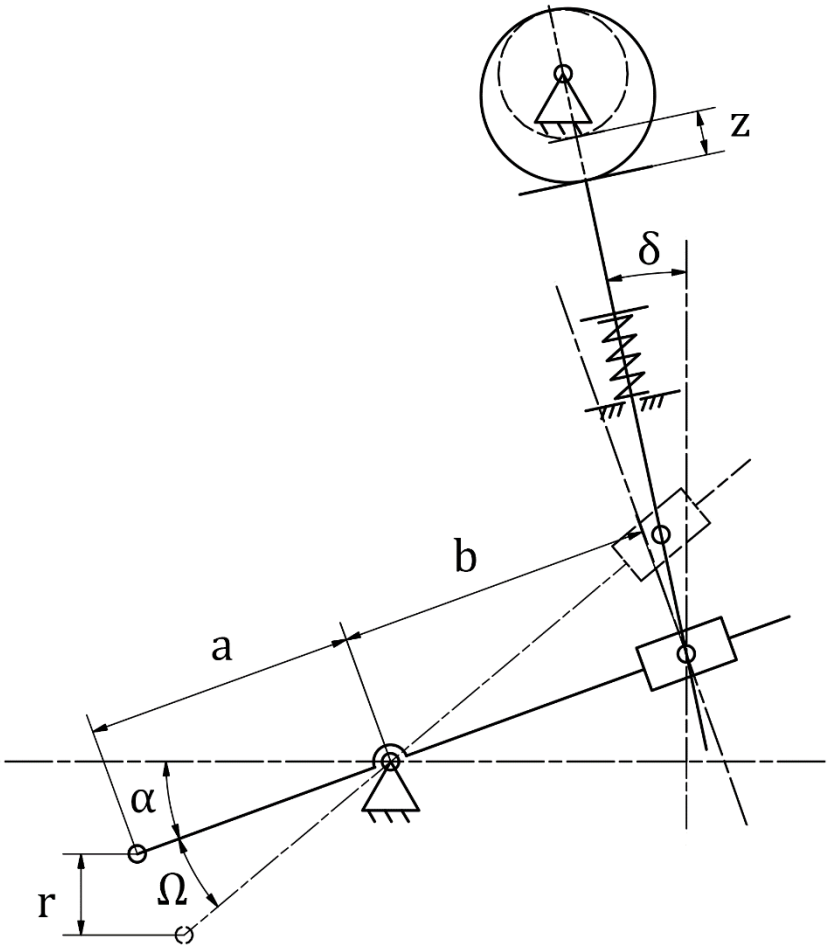
Návrh je zobrazen na Obr. 9. Člen 1 je samotná ovládací páka umožňující pilotovi regulovat výkon, žádaný rozsah pohybu je ± 37° od výchozí polohy, přičemž pohyb do „záporného“ rozsahu by měl být zajištěn proti nechtěnému zásahu do řízení. Člen 2 je reverzační páka, kdy při jejím otočení směrem nahoru dochází k uvolnění zmíněného zajištění. Člen číslo 3 je vodící kulisa, ve které se pohybuje pojistný čep, na který je v ovládací páce připraven otvor. V kulise jsou vytvořeny zarážky pro aretaci páky v polohách vybírajících letové režimy. V kulise je také vytvořen výškový rozdíl drážek, cca. o průměru pojistného čepu, pro pohyb dopředu a dozadu, jelikož je kulisa a páka spojena přes pojistný čep, tak tento rozdíl brání nechtěné aktivaci reverzace pouhým zatáhnutím páky dozadu.

Členy 4, 5 a 6 dohromady tvoří mechanismus tlumení řízení, kde člen 4 je táhlo, člen 5 vahadlo a člen 6 je tlumič. Tento mechanismus jednak brání samovolnému pohybu páky vlivem adheze uvnitř tlumiče, což je další žádaný atribut ovládací páky, a za druhé brání prudkým změnám polohy páky a tedy prudkým změnám výkonu motoru. V případě, že tlumič neudrží ovládací páku v ustálené poloze vlivem vnitřního tření, je potřeba přidat do mechanismu pasivní odpor, například třecí člen do uložení vahadla přenášející síly z páky do tlumiče.

4.2. Návrh mechanismů součástí

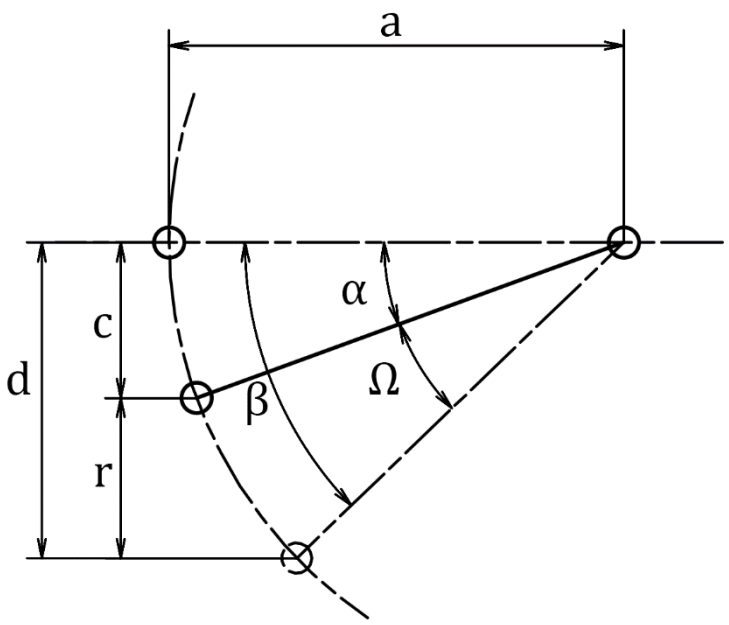
4.2.1. Reverzace

Pro realizaci mechanismu reverzace a odblokování ovládací páky pro pohyb dozadu byl vybrán vačkový mechanismus v kombinaci s přepákováním.



Obr. 10 Schéma reverzačního mechanismu

Pro návrh mechanismu je potřeba ze zadaných hodnot a, b, r, α, δ určit neznáme rozměry Ω, z. Rozměr a je délka ramene vahadla, b je délka ramene v počáteční poloze, tak, jak je zobrazeno na Obr. 10, r je volený vertikální rozsah pohybu pojistného čepu, α je úhel natočení vahadla vůči vodorovné ose v počáteční poloze a δ je úhel natočení táhla vůči svislé ose. Jelikož jsou pro nás důležité jen velikosti rozměrů Ω, z, lze úlohu vyřešit za použití trigonometrie.



Obr. 11 Pomocné schéma reverzačního mechanismu č. 1

Za použití pomocných rozměrů c, d, β v Obr. 11 byly stanoveny následující rovnice pro určení rozměru Ω.

$$a \cdot \sin(\alpha) = c \tag{1}$$

$$d = c + r \tag{2}$$

$$\beta = arcsin\left(\frac{d}{a}\right) \tag{3}$$

$$\Omega = \beta - \alpha \tag{4}$$

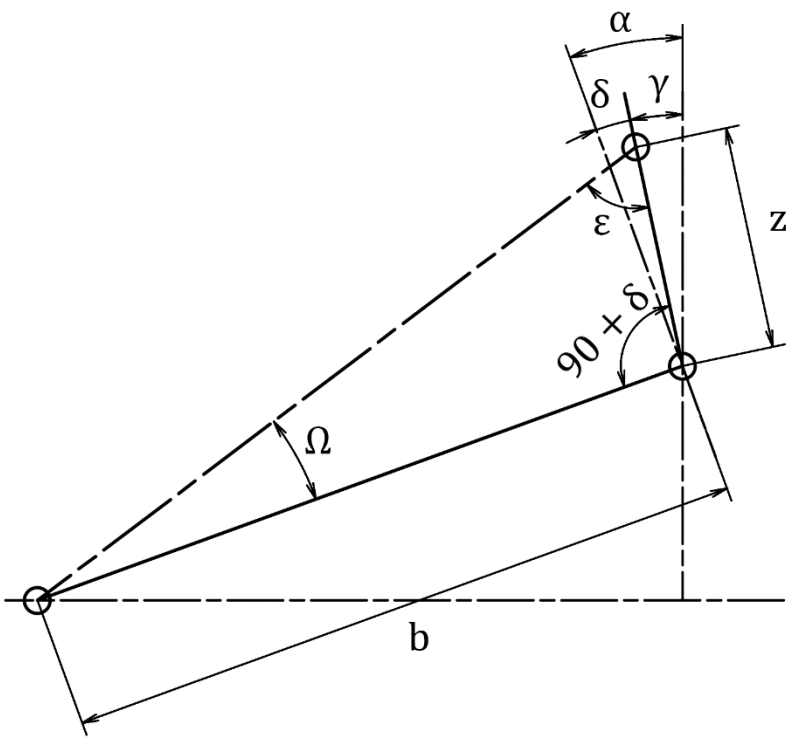
Pro výpočet zdvihu vačky z bylo použito pomocného schématu na Obr. 12.

$$\delta = \alpha - \gamma \tag{5}$$

$$\epsilon = 180 - (90 + \delta + \Omega) \tag{6}$$

$$\frac{z}{\sin(\Omega)} = \frac{b}{\sin(\epsilon)} \tag{7}$$

$$z = b \cdot \frac{\sin(\Omega)}{\sin(\epsilon)} = b \cdot \frac{\sin(\Omega)}{\sin(90 - \alpha + \gamma - \Omega)} \tag{8}$$



Obr. 12 Pomocné schéma reverzačního mechanismu č. 2

Pro návrh mechanismu byly zvoleny následující parametry:

$$a = 25mm, b = 10\ mm, r = 9\ mm, \alpha = 20°, \delta = 0°$$

a ty byly dosazeny do rovnic (1) až (8) a tím byly získány hodnoty r, Ω potřebné k sestrojení mechanismu a jeho zabudování do ovládací páky.

$$25 \cdot \sin(20) = 8{,}5505\ mm \tag{9}$$

$$d = 8{,}5505 + 9 = 17{,}5505\ mm \tag{10}$$

$$\beta = arcsin\left(\frac{17{,}5505}{25}\right) = 44{,}589° \tag{11}$$

$$\Omega = 44{,}589 - 20 = 24{,}589° \tag{12}$$

Z rovnice (5) pro volbu $\delta = 0°$ plyne rovnost $\alpha = \gamma$ a proto můžeme rovnou dosadit do rovnice (8)

$$z = 10 \cdot \frac{\sin(24{,}589)}{\sin(90 - 24{,}589)} = 4{,}576\ mm \tag{13}$$

Obr. 13 Zabudování vačkového mechanismu do páky

Na Obr. 13 je vidět, jak byl realizován vačkový mechanismus a jeho zabudování do rámu ovládací páky. Rozměr *z* byl použit k návrhu vačky, která se nachází v horní části mechanismu a rozměr Ω byl použit k vytvoření drážky na rámu páky, ve které se pohybuje pojistný čep, žlutě znázorněný na Obr. 13.

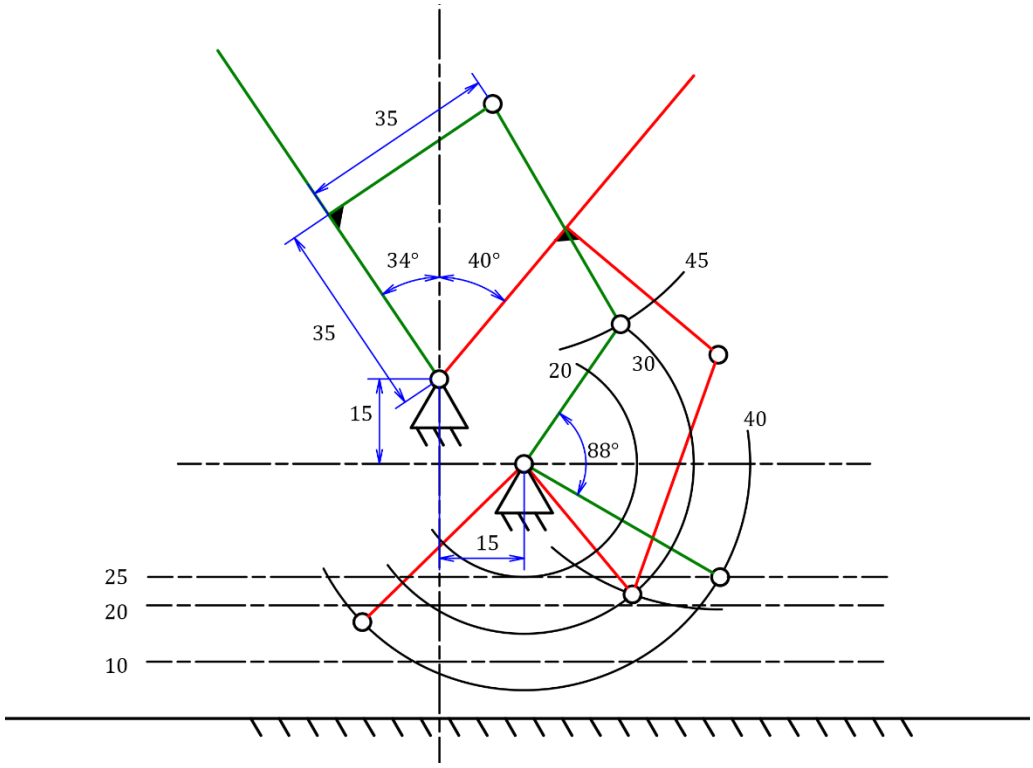
4.2.2. Tlumení řízení

Princip mechanismu tlumení řízení spočívá zpravidla ve spojení pístu tlumiče s členem, jehož pohyb chceme tlumit, a pouzdro tlumiče se uchytí k pevnému rámu a je nepohyblivé relativně k tlumenému členu. Inspirace pro použití tohoto mechanismu vzešla z konstrukce závodních motocyklů, kde se tlumení řízení používá k minimalizování kmitání řídítek, viz. Obr. 14.

Pro návrh mechanismu se nabízely dvě možnosti uložení tlumiče. První spočívá v chycení tlumiče do dvou rotačních vazeb, kde dochází k rotačnímu pohybu pouzdra píst koná obecný pohyb. Druhá možnost uložení je pevné spojení pouzdra s rámem a spojení pístu s vahadlem pomocí posuvné vazby. Píst koná pouze posuvný pohyb, ale dochází ke změně „délky“ ramena vahadla. Pro demonstrátor byl zvolen druhý způsob.

Obr. 14 Tlumení řízení motocyklu
Zdroj: www.motohouse.cz

Návrh rozměrů mechanismu přepákování vychází z okrajových poloh páky. Ze známé osové vzdálenosti ovládací páky a uložení vahadla byla (Obr. 15) stanovena délka táhla, délky ramen vahadla, úhel svíraný rameny vahadla, potřebný zdvih tlumiče a poloha osy tlumiče.



Obr. 15 Geometrická metoda návrhu

Geometrická metoda návrhu spočívá ve vhodné počáteční volbě rozměrů a následném nalezení optimálních rozměrů částí mechanismu pomocí kružnic o různých poloměrech se středem ve významných bodech, například spojení páky a táhla. Volbou polohy osy tlumiče lze ovlivňovat potřebný zdvih tlumiče a délku drážky pro realizaci posuvné vazby mezi pístem tlumiče a ramenem vahadla.

Zeleně vyznačené schéma představuje páku v poloze maximálního dopředného tahu, naopak červeně vyznačené schéma představuje páku v poloze maximálního tahu při reverzaci. Jednotlivá čísla u oblouků vyjadřují jejich poloměr křivosti. Vodorovné čáry představují osu tlumiče v různých výškách od základního rámu. Potřebný zdvih tlumiče je poté možno odečíst na příslušné vodorovné ose, jako vzdálenost průsečíků ramena vahadla v krajních pozicích a vodorovné osy. Odečtené hodnoty byly použity k vymodelování součástí zobrazených na Obr. 16, které slouží jako přepákování pro přenos silových účinků páky na tlumič.

Odečtené rozměry

$délka\ táhla: c = 45\ mm$

$délka\ 1.ramena\ vahadla: d = 30\ mm$

$vzdálenost\ podpor: a = 15 \cdot \sqrt{2}\ mm$

$char.rozměr\ páky: b = 35 \cdot \sqrt{2}\ mm$

$výška\ osy\ tlumiče = 25\ mm$

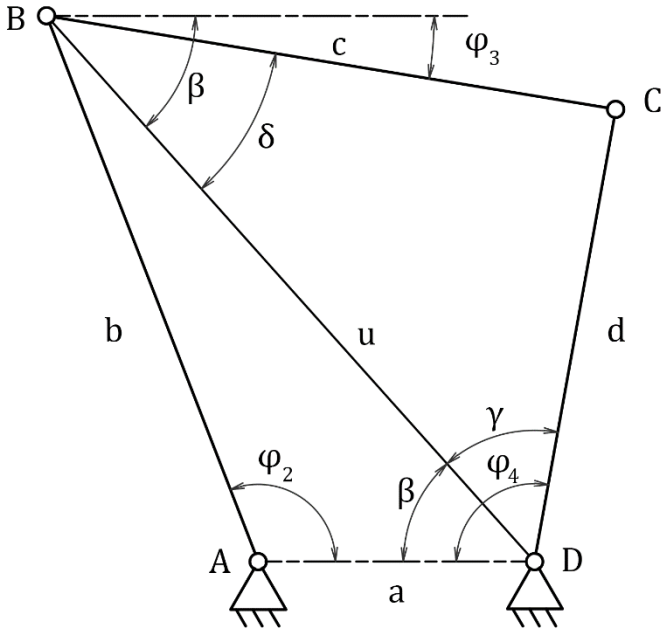
$délka\ 2.ramena\ vahdla = 20\ \div 40\ mm$

$úhel\ svíraný\ rameny\ vahadla = 88°$

Obr. 16 Realizace přepákování

4.2.3. Kinematický popis mechanismu tlumení

Mechanismus přepákování je ve své podstatě čtyřkloubový mechanismus. Pro vyřešení kinematického popisu čtyřkloubového mechanismu byla použita trigonometrická metoda. Výsledkem kinamtického popisu pro známé rozměry a, b, c, d(viz předchozí kapitola) jsou vztahy závislých proměnných φ_3, φ_4 jako funkce nezávislé proměnné φ_2.



Obr. 17 Kinematické schéma

Zavedením pomocné příčky u a úhlů β, γ, δ (Obr. 17) lze odvodit následující vztahy s použitím sinových a cosinových vět pro obecné trojúhelníky.

$$u^2 = a^2 + b^2 - 2 \cdot a \cdot b \cdot \cos(\varphi_2) \tag{14}$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{b \cdot \sin(\varphi_2)}{u}\right) \tag{15}$$

$$\cos(\delta) = \frac{d^2 - c^2 - u^2}{-2 \cdot c \cdot u} \tag{16}$$

$$\cos(\gamma) = \frac{c^2 - d^2 - u^2}{-2 \cdot d \cdot u} \tag{17}$$

Z trojúhelníku pak vyplývají vztahy pro závislé souřadnice:

$$\varphi_3 = \beta - \delta \tag{18}$$

$$\varphi_4 = \beta + \gamma \tag{19}$$

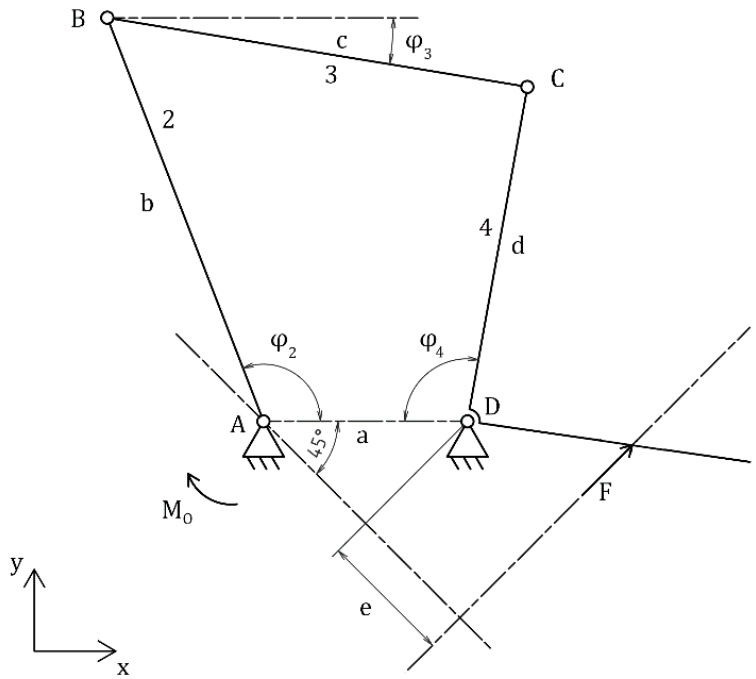
Po dosazení:

$$\varphi_3 = \arcsin\left(\frac{b \cdot \sin(\varphi_2)}{u}\right) - arccos\left(\frac{d^2 - c^2 - u^2}{-2 \cdot c \cdot u}\right) \quad (20)$$

$$\varphi_4 = \arcsin\left(\frac{b \cdot \sin(\varphi_2)}{u}\right) + arccos\left(\frac{c^2 - d^2 - u^2}{-2 \cdot d \cdot u}\right) \quad (21)$$

Převedením rozsahu pohybu páky (±37°) na čtyřkloubový mechanismus byl získán rozsah pro nezásvislou souřadnici $\varphi_2 \in < 95°; 169° >$, po převedení na radiány $< 1{,}658; 2{,}950 >$.

4.2.4. Potřebná síla k pohybu pákou



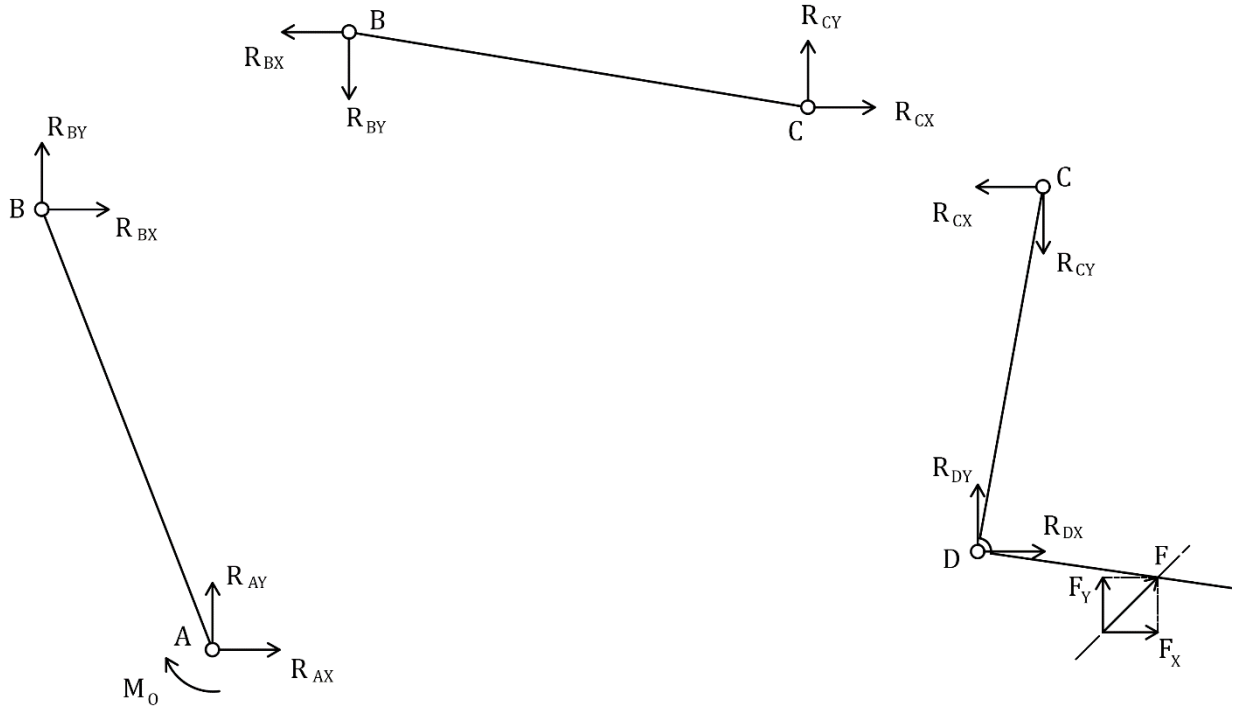
Obr. 18 Zatížení vnějšími silovými účinky

Vliv pasivních odporů působících v soustavě je zanedbatelný vůči silovým účinkům tlumiče. Vliv setrvačnosti je také zanedbán vzhledem k tomu, že prvky se pohybují malými rychlostmi a jejich hmotnost je také zanedbatelná. Z tohoto důvodu je přistupováno k úloze určení potřebné síly k pohybu pákou, jako ke kvazistatickému ději a proto k řešení stačí rovnice statické rovnováhy.

Silové působení pilota na páku je uvažováno jako silová dvojice M_O (Obr. 18) působící proti silovému účinku tlumiče, označeno F. Dále z Obr. 18 plyne vztah pro rozklad síly F do směrů x a y, jelikož síla působí na nositelce ve stálé vzdálenosti e od podpory tělesa 4 a svírá s osou x úhel 45°.

$$F_X = F_Y = F \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \tag{22}$$

Při použití tlumiče by síla F byla funkcí úhlové rychlosti $\dot{\varphi}_2$. Jelikož se vhodný tlumič nepodařilo sehnat k sestavení demonstrátoru, byl namísto něj použit jednoduchý lineární třecí člen kladoucí odpor proti pohybu nezávisle na rychlosti. Proto je síla F uvažována, jako konstatní.



Obr. 19 Uvolnění soustavy

Po uvolnění jednotlivých těles (Obr. 19) můžeme sestavit rovnice rovnováhy pro jednotlivá tělesa soustavy.

Těleso 2

$$x: 0 = R_{AX} + R_{BX} \tag{23}$$

$$y: 0 = R_{AY} + R_{BY} \tag{24}$$

$$M_A: 0 = -R_{BX} \cdot b \cdot sin\varphi_2 + R_{BY} \cdot b \cdot cos\varphi_2 - M_O \tag{25}$$

Těleso 3

$$x: 0 = R_{CX} - R_{BX} \tag{26}$$

$$y: 0 = R_{CY} - R_{BY} \tag{27}$$

$$M_B: 0 = R_{CY} \cdot c \cdot cos\varphi_3 + R_{CX} \cdot c \cdot sin\varphi_3 \tag{28}$$

Těleso 4

$$x: 0 = R_{DX} + F_X - R_{CX} \tag{29}$$

$$y: 0 = R_{DY} + F_Y - R_{CY} \tag{30}$$

$$M_D: 0 = R_{CX} \cdot d \cdot sin\varphi_4 + R_{CY} \cdot d \cdot cos\varphi_4 + F \cdot e \tag{31}$$

Úprava rovnic

Z rovnic ve směru x a y můžeme vyjádřit vztahy mezi reakcemi

$$R_{CX} = R_{DX} + F_X = -R_{AX} = R_{BX} \tag{32}$$

$$R_{CY} = R_{DY} + F_Y = -R_{AY} = R_{BY} \tag{33}$$

Z rovnice (28) plyne

$$R_{CY} = -R_{CX} \cdot tg\varphi_3 \tag{34}$$

Dosazením rovnice (34) do momentové rovnice (31) získáme

$$0 = R_{CX} \cdot d \cdot sin\varphi_4 - R_{CX} \cdot tg\varphi_3 \cdot d \cdot cos\varphi_4 + F \cdot e \tag{35}$$

A z rovnic (34) a (35) dostaneme vztahy pro určení reakcí

$$R_{CX} = \frac{F \cdot e}{tg\varphi_3 \cdot d \cdot cos\varphi_4 - d \cdot sin\varphi_4} \tag{36}$$

$$R_{CY} = -\frac{F \cdot e \cdot tg\varphi_3}{tg\varphi_3 \cdot d \cdot cos\varphi_4 - d \cdot sin\varphi_4} \tag{37}$$

Použitím rovnic (25), (32), (33), (36) a (37) získáme vztah pro potřebný moment k překonání působení tlumiče jako funkci φ_2.

$$M_O = -\frac{F \cdot e \cdot b \cdot sin\varphi_2}{tg\varphi_3 \cdot d \cdot cos\varphi_4 - d \cdot sin\varphi_4} - \frac{F \cdot e \cdot tg\varphi_3 \cdot b \cdot cos\varphi_2}{tg\varphi_3 \cdot d \cdot cos\varphi_4 - d \cdot sin\varphi_4} \tag{38}$$

Vydělením rovncie (38) ramenem, na kterém působí síla pilota, dostaneme vztah pro potřebnou sílu, kterou musí pilovat vyvinout k pohybu páky.

$$F_O = \frac{M_O}{f} \tag{39}$$

Rameno f je vzdálenost osy, kolem které páka koná rotační pohyb, a madla, které je používáno k uchopení páky. Pro konkrétní model je hodnota f rovna 186 mm.

4.2.5. Numerické výsledky silové analýzy

Pro získání konkrétních hodnot závěrů z předchozí kapitoly byl použit program MATLAB. V něm byl sepsán skript animující mechanismus přepákování a vykreslující závislost potřebné síly na úhlu φ_2. Výsledné průběhy animace a grafu pro potřebnou sílu poukazují na nedokonalost trigonometrické metody. Vzhledem k tomu, že ve výpočtech vystupují funkce arcsin a arccos, tak mají výsledné rovnice kinematického popisu více řešení pro daný úhel φ_2. Z tohoto důvodu je zaveden výpočet kontrolující vzdálenost bodů B a C (Obr. 17), která by měla být 45 mm, tedy délka táhla.

$$B_x = b \cdot cos\varphi_2 \tag{40}$$

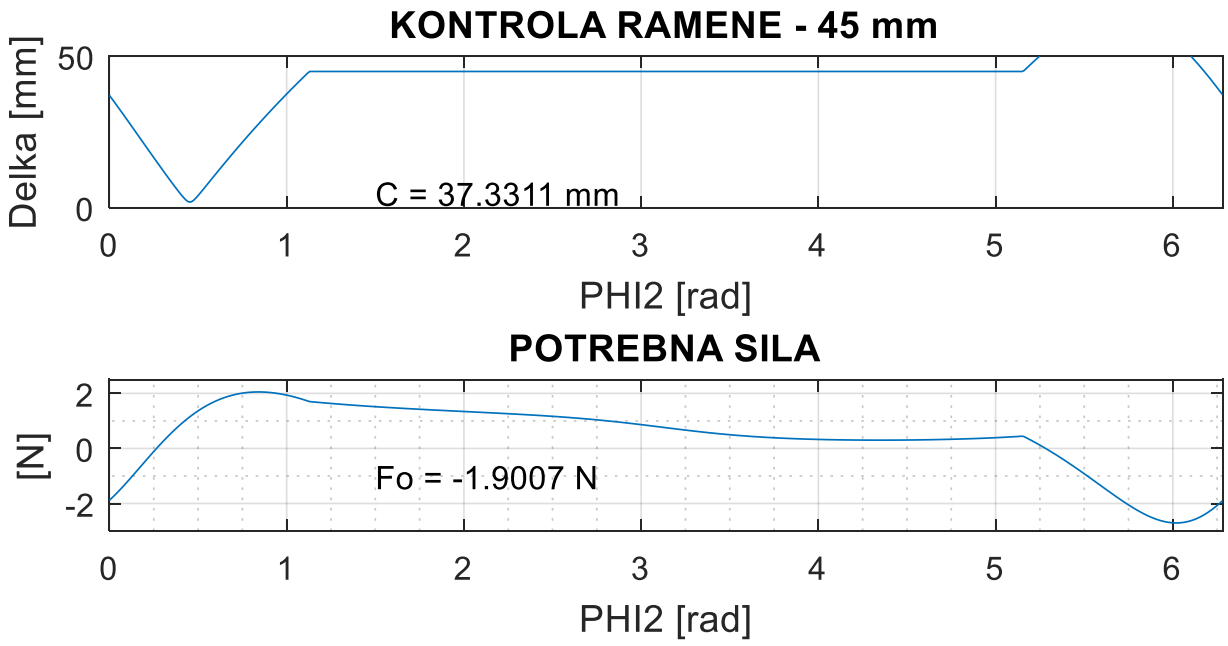
$$B_y = b \cdot sin\varphi_2 \tag{41}$$

$$C_x = a - d \cdot cos\varphi_4 \tag{42}$$

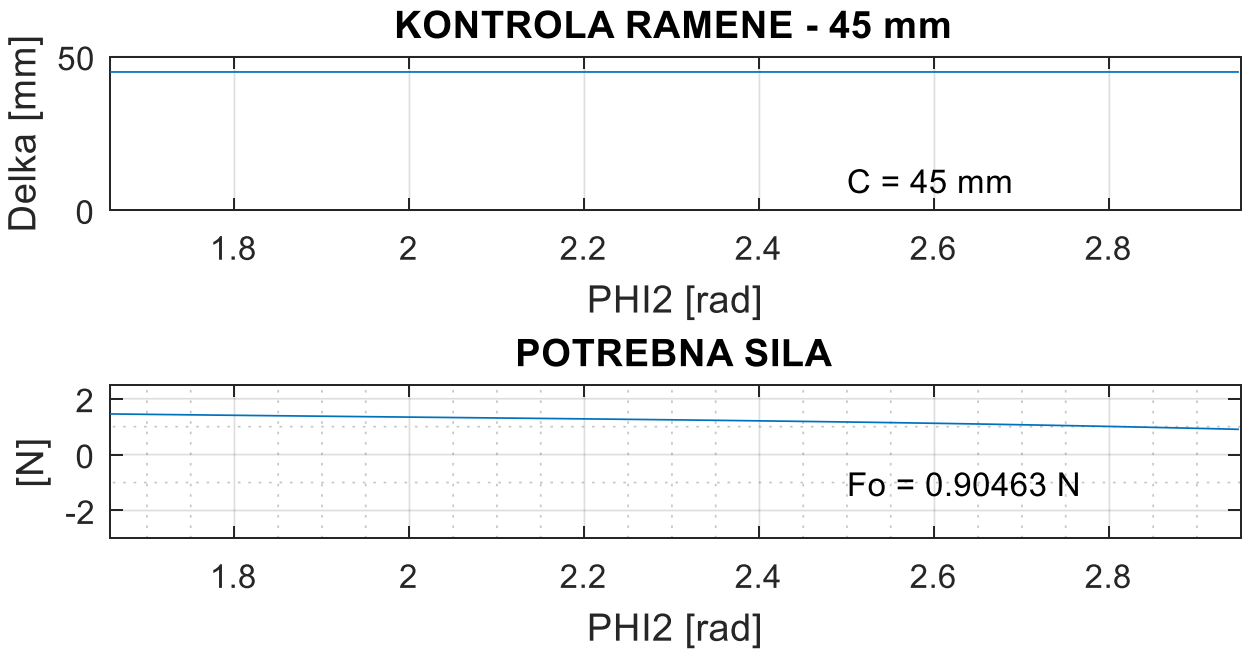
$$C_y = d \cdot sin\varphi_4 \tag{43}$$

$$|BC| = \sqrt{(C_x - B_x)^2 + (C_y - B_y)^2} \tag{44}$$

Využitím dopočítané hodnoty $|BC|$ lze určit, zdali výsledky trigonometrické metody odpovídají konfiguraci mechanismu tlumení. Z Obr. 20 lze vidět, že kinematický popis je použitelný přibližně v rozmezí 1,2 až 5,2 radiánu pro hodnoty φ_2. Rozsah pohybu ovládací páky je ekvivaletní rozsahu <1,658 ; 2,950> pro úhel φ_2, proto můžeme výsledky trigonometrické metody použít k výpočtu potřebné síly viz. Obr. 21. Alternativou k trigonometrické metodě je metoda uzavřené vektorové smyčky.



Obr. 20 Grafy pro φ_2 v celém rozsahu <0 ; 2π>



Obr. 21 Grafy pro φ_2 v rozsahu <1,658 ; 2.950>

Pro dopočítání hodnot závislých proměnných z rovnic metody uzavřené vektorové smyčky je potřeba najít řešení soustavy nelineárních rovnic. K tomu je vhodné použít numerické metody určené pro řešení těchto problémů, např. metoda Newton-Rhapson. Ovšem tato metoda má také svá úskalí, protože i rovnice pro výpočet závislých souřadnic mohou mít více řešení. Pak by se opět projevily problémy s více konfiguracemi kinematického modelu pro jednu hodnotu nezávislé souřadnice φ_2.

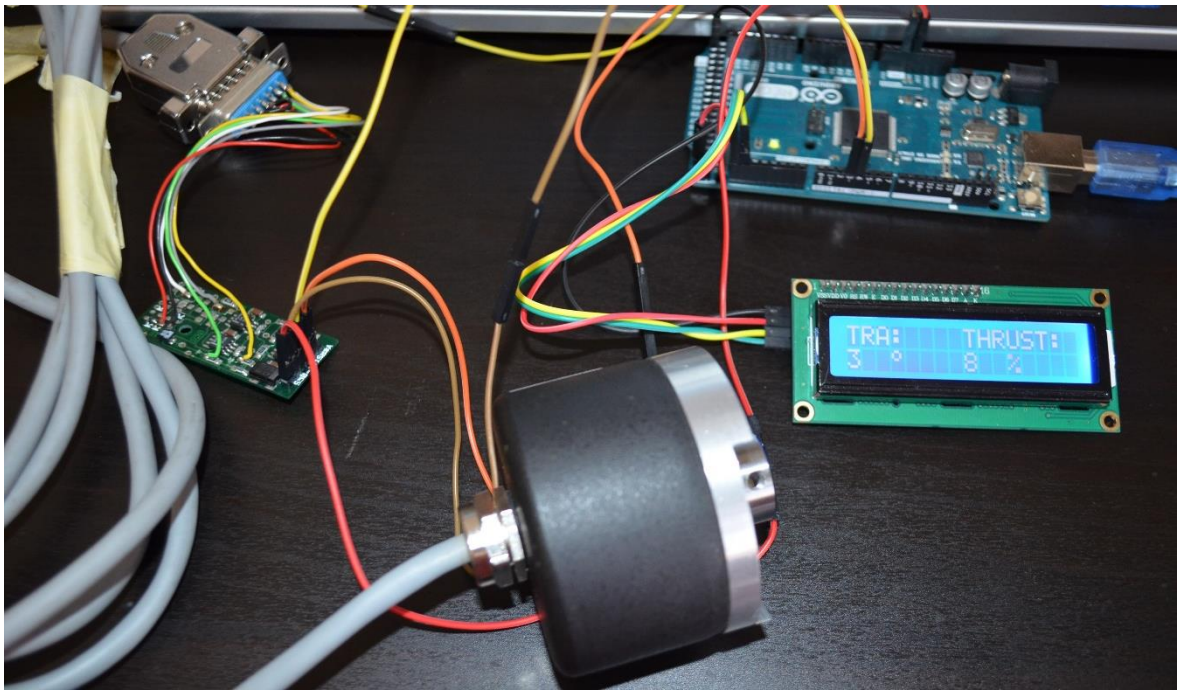
Grafy na Obr. 20 a Obr. 21 jsou výsledkem silové analýzy pro zvolenou hodnotu síly $F = 10\ N$. Z Obr. 21 vyplývá, že pilot musí vyvinout sílu F_O přibližně v rozmezí 0,9 N až 1,5 N pro pohyb páky. Tento závěr platí pouze pro konkrétní geometrii páky a geometrii příslušných mechanismů použitých v této práci. Obecně je síla F_O funkcí mnoha parametrů. Nejvýrazněji ovlivňuje hodnotu síly F_O délka ramena páky, označená ve výpočtech jako f.

4.3. Programování jednotky Arduino

Pro „oživení“ demonstrátoru byla použita jednotka Arduino. Jde o mikrokontroler schopný načítat data z různých senzorů a spínačů a ovládat různé prvky, jako jsou servomotory, LED diody, displeje atd.

V konkrétní aplikaci na demonstrátoru načítá jednotka Arduino Mega 2560 vstup z průmyslového inkrementálního čidla LARM IRC 327, které jednotce posílá informaci o sklonu páky ve formě analogového signálu. Ten je převeden na digitální signál pomocí A/D převodníku. Takto zpracovaný signál je poté zpracován v jednotce na informaci ohledně sklonu páky (TRA – Thrust Resolver Angle) a na informaci o tahu (THRUST) . Na Obr. 22 je vidět zleva: A/D převodník, inkrementální čidlo, jednotka Arduino a samostatný displej. Jedná se o jednoduchou formu simulace řídicí jednotky motoru a zobrazovací techniky uvnitř kokpitu.

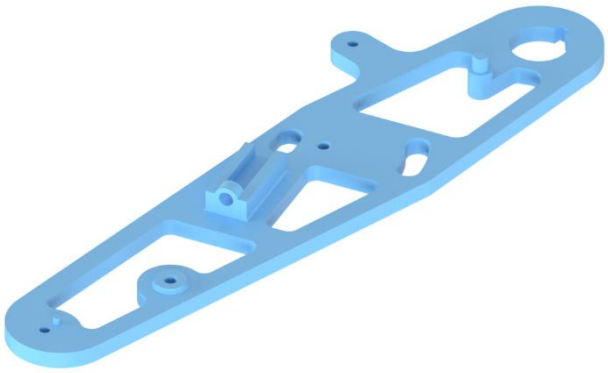
Programování jednotky bylo uskutečěno v programu Arduino IDE, který je zdarma poskytován na stránkách výrobce.



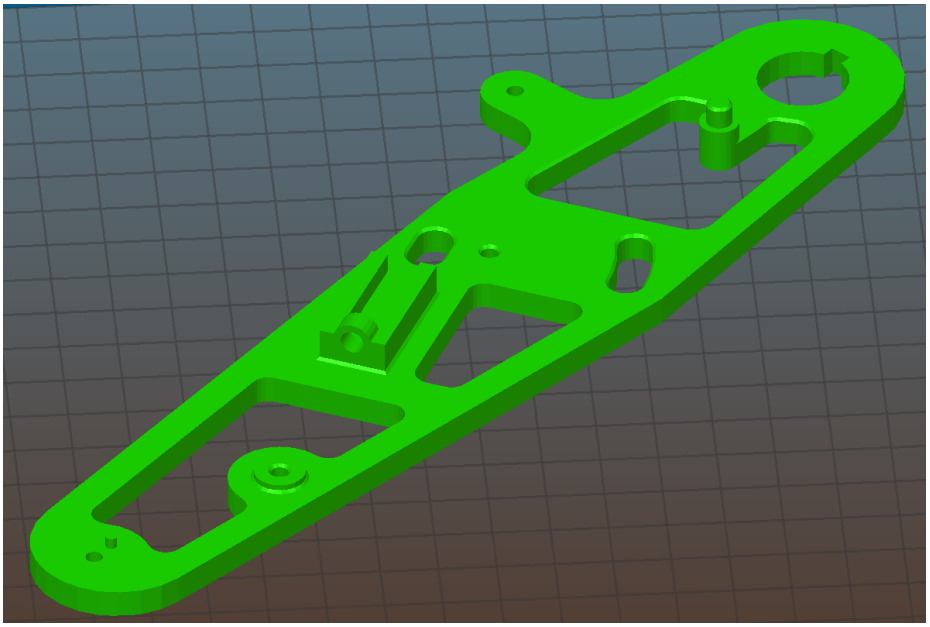
Obr. 22 Zapojení čidla a displeje

4.4. 3D tisk

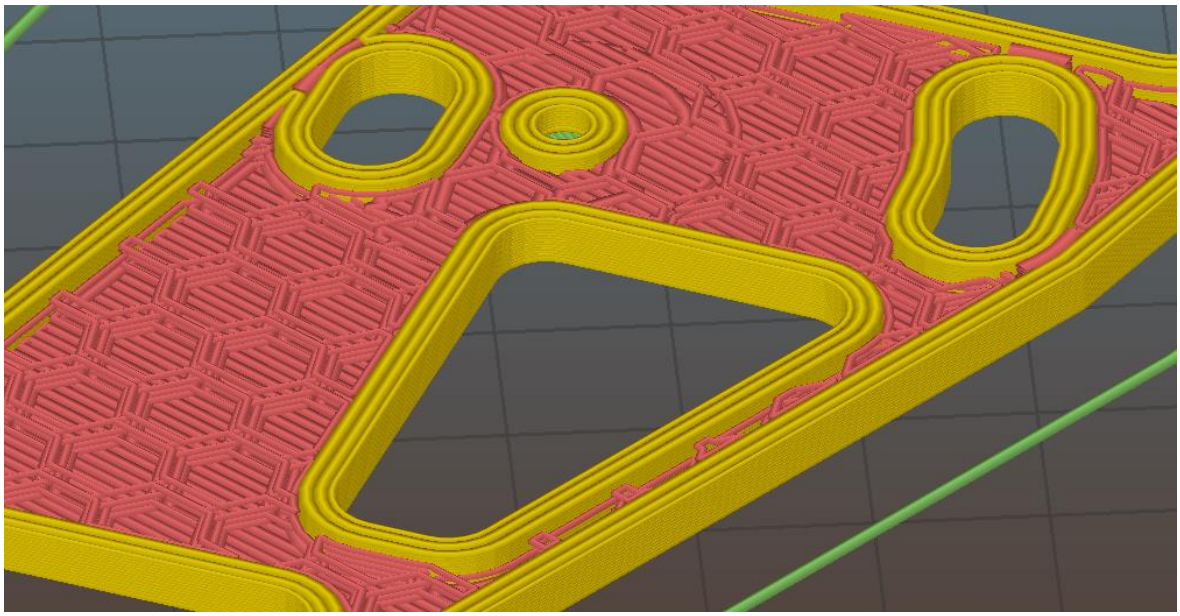
K výrobě demonstrátoru byla použita 3D tiskárna Original Prusa i3 MK2S, metoda FDM a materiál PLA. Proces přípravy modelů k tisku spočíval v exportování jednotlivých modelů ze softwaru Autodesk Inventor do formátu .stl namísto běžného formátu .ipt. Soubory .stl byly poté načteny ve volně dostupném programu „Slic3r“. Tento program převede, na základě daných parametrů tiskárny, filamentu a trysky, geometrii modelu na pohyby součástí tiskárny a to ve formě programu formátu .gcode, který využívají například i CNC obráběcí nástroje. Program Slic3r umožňuje nastavit parametry tisku jako jsou typ výplně výrobku, míra vyplnění materiálem, množství celých vrstev na površích modelu, rychlosti motorů tiskárny a další.



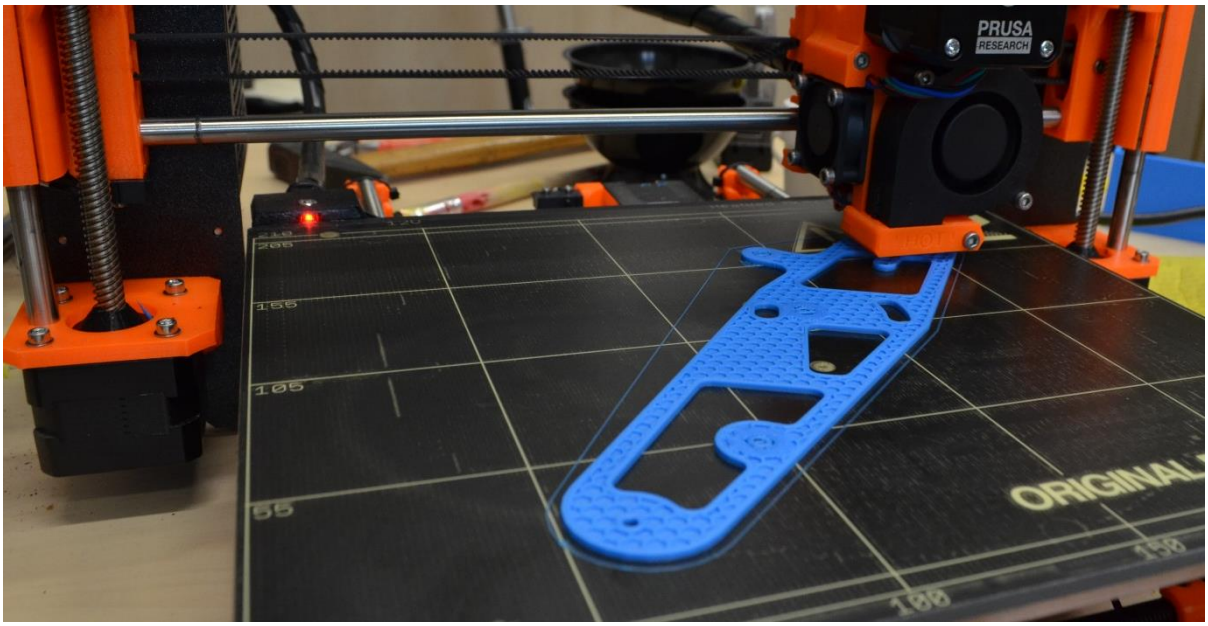
Obr. 23 Model páky v prostředí Autodesk Inventor



Obr. 24 Model páky v prostředí Slic3r



Obr. 25 Detail výplně materiálu

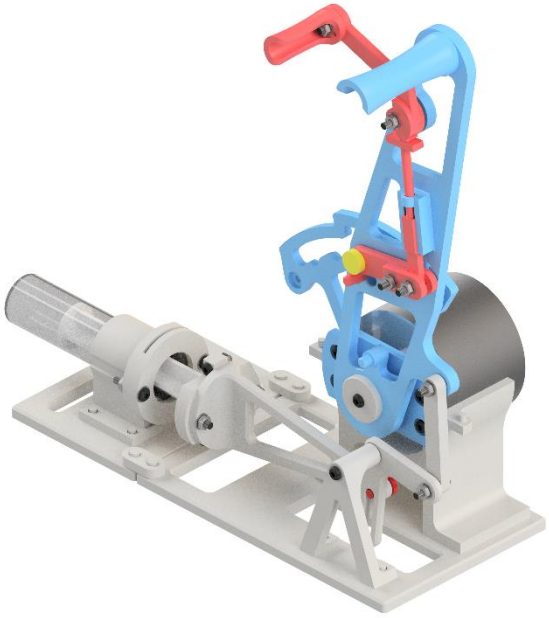


Obr. 26 Tisk výrobku

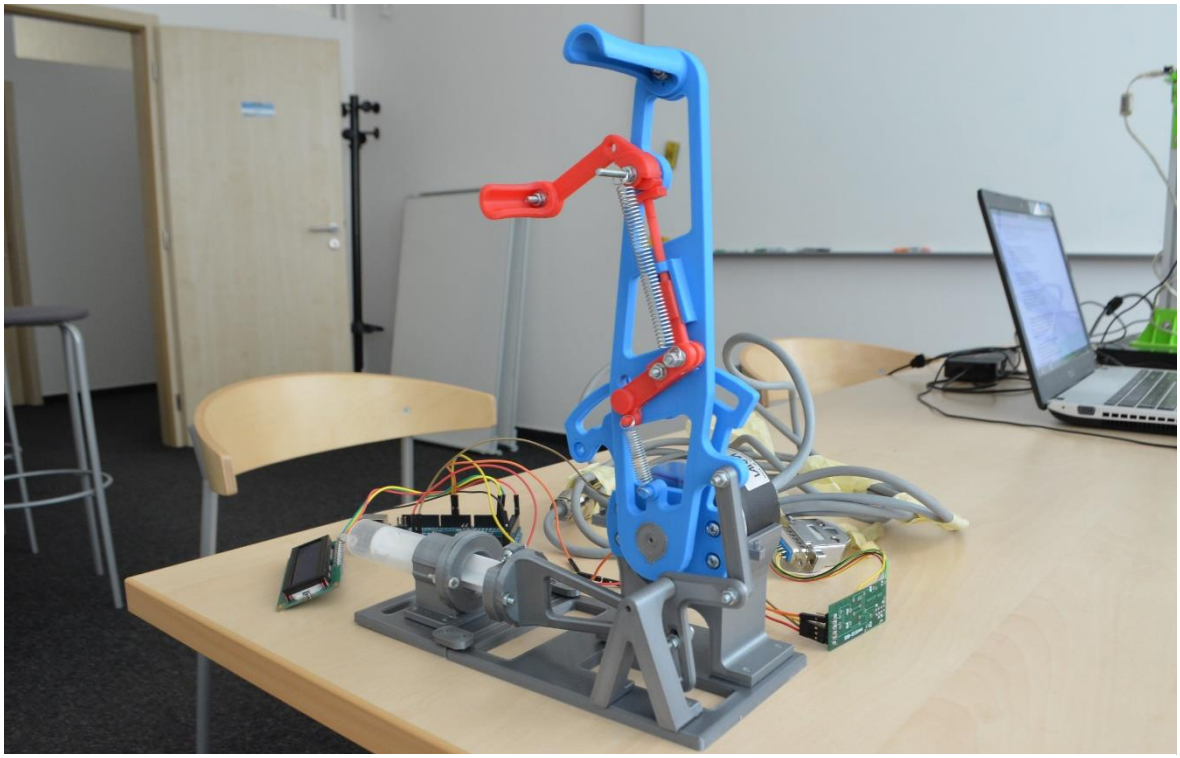
Obrázky 23 až 26 ve zkratce ilustrují proces 3D tisku od původního modelu až po výsledný výrobek. Na Obr. 26 je obzvláště vidět, že výrobky jsou z velké části duté. Pro většinu modelů použitých pro demonstrátor byla použita výplň typu „včelí plástve“ a tloušťka vrstvy 0,2 mm. Míra zaplnění se pohybovala mezi 15 % až 40 % v závislosti na tom, jestli se jednalo o více či méně namáhanou součást.

4.5. Výsledný model a demonstrátor

Výsledný model a k němu sestrojený demonstrátor (Obr. 27 a Obr. 28) může v praxi sloužit k testování ergonomie různých prvků včetně odporu páky k pohybu, před tím, než dojde k výrobě skutečných dílů. To může vést ke snížení nákladů a urychlení vývoje ovládací páky motoru.



Obr. 27 Výsledný model sestavy



Obr. 28 Výsledný demonstrátor

5. Závěr

Obsahem práce je rešerše leteckých řídicích systému, popis návrhu jednotlivých mechanismů demonstrátoru a realizace demonstrátoru ovládací páky leteckého motoru.

K vytvoření modelu ovládací páky byl použit software Autodesk Inventor. K výrobě součástí demonstrátoru byly použity .stl exporty jednotlivých modelů a ty byly následně importovány do softwaru Slic3r. V softwaru poté byly nastaveny optimální paramatry k 3D tisku jednotlivých částí. 3D tisk byl prováděn metodou FDM na tiskárně Original Prusa i3 MK2S a k výrobě byl použit materiál PLA.

Dále byl použit mikrokontroler Arduino Mega 2560 a inkrementální čidlo LARM IRC 327 pro zprostředkování simulace kontrolních prvků kokpitu. To bylo provedeno použitím dvouřádkového displeje, který zobrazuje informaci o sklonu páky a tahu dodáveného motorem.

Závěrem tedy může být řečeno, že cíle ,definované v kapitole 2, byly v rámci práce splněny.

6. Literatura

[1] BLOCKLEY, Richard. a W. SHYY. Encyclopedia of aerospace engineering. Hoboken, N.J.: Wiley, 2010. ISBN 978-0-470-75440-5.

[2] MOIR, I. a A. G. SEABRIDGE. Aircraft systems. Harlow, Essex, England: Longman Scientific & Technical, 1992. ISBN 0-582-07223-9.

[3] J. Tůma, Lietadlá pre 2. až 4. ročník SOU, Bratislava, 1981.

[4] DURHAM, Wayne. Aircraft flight dynamics and control. ISBN 978-1-118-64681-6.

[5] KUNDU, Ajoy Kumar. Aircraft design. New York: Cambridge University Press, 2010. ISBN 978-0-521-88516-4.

[6] J. Kučera, Anglicko-český letecký slovník, Praha - Letňany: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s., 1999.

[7] LINKE-DIESINGER, Andreas. Systems of commercial turbofan engines an introduction to systems functions. Online-Ausg. Berlin: Springer, 2008. ISBN 9783540736196.

[8] FILIPPONE, Antonio. Advanced aircraft flight performance. New York: Cambridge University Press, 2012. ISBN 978-1-107-02400-7.

[9] MENKEN, Ivanka. 3D printing: complete certification kit. 2013. ISBN 9781486456451.

[10] J. Průša a M. Průša, Základy 3D tisku, 2014.

[11] BRIERE, Dominique, Christian FAVRE a Pascal TRAVERSE. *Electrical Flight Controls, From Airbus A320/330/340 to Future Military Transport Aircraft: A Family of Fault-Tolerant Systems* [online]. 2001 [cit. 2017-03-10]. Dostupné z: http://www.davi.ws/avionics/TheAvionicsHandbook_Cap_12.pdf