



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

# KINEMATICKÝ 3D TIŠTĚNÝ MODEL ŘÍZENÍ VRTULNÍKU

KINEMATIC 3D PRINTED MODEL OF HELICOPTER CONTROL PRINCIPLE

## BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR THESIS

### AUTOR PRÁCE

AUTHOR

RÓBERT BAČKO

### VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. JAROSLAV BARTONĚK, Ph.D.

BRNO 2025



# Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: **Róbert Bačko**  
Studijní program: Základy strojního inženýrství  
Studijní obor: Základy strojního inženýrství  
Vedoucí práce: **Ing. Jaroslav Bartoněk, Ph.D.**  
Akademický rok: 2024/25

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

## Kinematický 3D tištěný model řízení vrtulníku

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Smyslem práce je seznámení studenta se základním principem řízení vrtulníku a s konstrukcí tohoto systému. K tomuto účelu je nutné pochopit aerodynamické a mechanické jevy, k nimž dochází na rotoru vrtulníku. Po seznámení student navrhne ve vybraném CAD systému 3D model, který bude možné vyrobit technologií 3D tisku. Po vytištění bude tento model sloužit jako učební pomůcka předmětu Vrtulníky.

### Cíle bakalářské práce:

1. Vytvoření CAD modelu rotorové hlavy nosného rotoru vrtulníku, včetně listů a systému řízení. Model bude kinematicky funkční (tj. musí znázorňovat odezvu jednotlivých prvků na vstupy řízení).
2. Výroba výše uvedeného modelu 3D tiskem do podoby, která umožní demonstraci systému řízení vrtulníku při výuce.

### Seznam doporučené literatury:

1. KULČÁK, Ludvík. Učebnice pilota vrtulníku PPL(H). Část I. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-627-0.
2. KULČÁK, Ludvík. Učebnice pilota vrtulníku PPL(H). část II. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-638-6.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2024/25

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.  
děkan fakulty

## **Abstrakt**

Záverečná práca sa zaoberá problematikou nosných rotorov vrtulníkov a systémov ich ovládania. Teoretická časť práce mapuje históriu vrtulníkov, klasifikuje lietadlá s rotujúcimi nosnými plochami a detailne opisuje aerodynamické princípy, letové režimy, konštrukcie rotorových hláv nosných rotorov a mechanizmy ich riadenia. V praktickej časti bol v CAD softvéri Autodesk Inventor navrhnutý 3D model trojlistej kĺbovej rotorovej hlavy ovláanej šikmou doskou. Tento model bol následne úspešne vyrobený technológiou 3D tlače z materiálu PLA. Výsledný fyzický model efektívne demonštruje základné kinematické princípy kolektívneho a cyklického riadenia, ako aj charakteristické pohyby listov rotora – krídelkovanie, mávanie a kývanie.

## **Kľúčové slová**

Vrtulník, nosný rotor, rotorová hlava, šikmá doska, 3D tlač

## **Summary**

This thesis focuses on the main rotor of helicopters and their control systems. The theoretical section outlines the history of helicopters, classifies rotary-wing aircraft, and looks closely on aerodynamics of rotors, flight regimes, rotorhead designs, and their control mechanisms. In the practical section, a 3D model of a three-bladed, fully articulated rotor head, controlled by a swashplate, was designed in Autodesk Inventor software. This model was subsequently successfully manufactured utilizing 3D printing technology using PLA material. The resultant physical model effectively demonstrates the fundamental kinematic principles of collective and cyclic control, as well as the characteristic rotor blade movements: feathering, flapping, and dragging.

## **Keywords**

Helicopter, main rotor, rotorhead, swashplate, 3D printing

### **Bibliografická citácia**

BAČKO, Róbert. *Kinematický 3D tištěný model řízení vrtulníku*. Brno, 2025. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Jaroslav Bartoněk.

### **Čestné prehlásenie**

Týmto čestne prehlasujem, že som záverečnú prácu vypracoval samostatne, s použitím uvedenej literatúry a zdrojov. Všetky použité pramene a literárne zdroje som riadne citoval a uviedol v zozname použitej literatúry.

Róbert Bačko

## **Podakovanie**

Na tomto mieste by som sa chcel úprimne poďakovať predovšetkým môjmu vedúcemu práce, Ing. Jaroslavovi Bartoňkovi, Ph.D., za jeho cenné rady, odborné vedenie a čas, ktorý mi venoval počas konzultácií.

Róbert Bačko

# Obsah

Úvod	10
<b>2 História</b>	<b>11</b>
<b>3 Rozdelenie lietadiel s rotujúcimi nosnými plochami</b>	<b>14</b>
<b>4 Nosný rotor</b>	<b>18</b>
4.1 Režim visenia	20
4.1.1 Teórie vzniku ťahu nosného rotora	20
4.1.2 Prízemný efekt	21
4.1.3 Rozloženie vztlaku po dĺžke listu	22
4.2 Režim dopredného letu	23
4.2.1 Asymetria vztlaku	23
4.2.2 Rýchlostný limit	25
4.2.3 Mávavý pohyb	26
4.2.4 Kývavý pohyb	27
4.3 Rotorové hlavy	28
4.3.1 Kíbová rotorová hlava	28
4.3.2 Polotuhá rotorová hlava	30
4.3.3 Tuhá rotorová hlava	31
4.4 Ovládanie nosného rotora	32
4.4.1 Šikmá doska	33
4.4.2 Pavúk	35
4.4.3 Výstredníková doska	37
<b>5 Vlastná konštrukcia ovládania nosného rotora</b>	<b>39</b>
5.1 Rotorová hlava	40
5.2 Mechanizmus ovládania	40
5.3 Pohonná a transmisná sústava	43
5.4 3D tlač	44
<b>Záver</b>	<b>47</b>
<b>Zoznam použitých zdrojov</b>	<b>48</b>
<b>Zoznam použitých skratiek a symbolov</b>	<b>49</b>
<b>Zoznam príloh</b>	<b>51</b>
<b>A Fotodokumentácia reálneho modelu</b>	<b>52</b>

# Úvod

Vrtulníky predstavujú unikátnu kategóriu lietadiel, ktorých výnimočné letové schopnosti, ako sú vertikálny vzlet a pristátie alebo schopnosť visieť na mieste, ich predurčujú k širokému spektru civilných aj vojenských aplikácií. Tieto jedinečné vlastnosti sú však zatienené značnou konštrukčnou a aerodynamickou zložitosťou, ktorej kľúčovým prvkom je nosný rotor a jeho komplexný systém ovládania. Práve nosný rotor je srdcom vrtulníka, zodpovedným za generovanie vzlaku, ťahovej sily a za celkové ovládanie stroja.

Pochopenie komplexných aerodynamických javov prebiehajúcich na listoch rotujúceho nosného rotora, ako aj kinematických princípov jeho ovládania, je nevyhnutné nielen pre konštruktérov ale aj pilotov týchto strojov. Účelom tejto záverečnej práce je prispieť k lepšiemu pochopeniu týchto zložitých mechanizmov. Práca sa zameriava na teoretický prehľad problematiky a následne na praktickú realizáciu fyzického modelu ovládania nosného rotora, ktorý bude následne slúžiť ako edukačná pomôcka.

Hlavným cieľom práce je teda navrhnúť a vytvoriť zjednodušený, avšak plne funkčný 3D model ovládania nosného rotora vrtulníka, využívajúc pri tom moderné nástroje počítačom podporovaného dizajnu (CAD) a jeho prevedenie do reality technológiou 3D tlače.

Predkladaná záverečná práca je štruktúrovaná do štyroch hlavných kapitol, ktoré systematicky pokrývajú zvolenú problematiku. Prvá kapitola sa venuje historickému vývoju vrtulníkov, mapujúc kľúčové míľniky od prvých funkčných strojov až po súčasné trendy a technológie. Ďalšia kapitola poskytuje prehľadné rozdelenie lietadiel s rotujúcimi nosnými plochami, pričom sa podrobnejšie zameriava na klasifikáciu vrtulníkov podľa spôsobu generovania vzlaku, ťahu a kompenzácie reakčného momentu. Tretia kapitola je najrozsiahlejšou teoretickou časťou a detailne sa zaoberá aerodynamikou nosného rotora. Popisuje princípy vzniku aerodynamických síl, základné letové režimy, kľúčové aerodynamické javy súvisiace s týmito režimami ako je asymetria vzlaku či prízemný efekt, rôzne typy rotorových hláv a mechanizmov ovládania. Štvrtá, praktická kapitola, dokumentuje vlastný konštrukčný návrh a realizáciu modelu ovládania nosného rotora. Opisuje proces návrhu, voľbu konštrukčných riešení pre rotorovú hlavu a mechanizmus ovládania, ako aj prevedenie modelu do reality pomocou 3D tlače.

## 2 História

História moderných vrtulníkov sa často začína písať rokom 1936, keď vzlietol nemecký Focke-Wulf Fw-61 (obr. 1). Tento stroj je považovaný za prvý skutočne funkčný vrtulník, pretože dokázal nielen vzlietnuť, ale aj stabilne visieť vo vzduchu a vykonávať riadené manévry. Bol vybavený dvoma protibežne rotujúcimi nosnými rotormi umiestnenými na ramenách po bokoch trupu, ktoré poháňal jeden hviezdicový spaľovací motor umiestnený v prednej časti trupu. Hoci Fw-61 predstavoval prelom, medzi ďalšie dôležité rané konštrukcie patril napríklad britský Weir W-5. Zásadný vplyv na budúci vývoj mal však najmä stroj VS-300 (obr. 2), ktorý v roku 1939 predstavil legendárny konštruktér Igor Sikorsky. Jeho konfigurácia s jedným hlavným nosným rotorom a menším vyrovnávacím rotorom na chvoste sa stala de facto štandardom pre nespočetné množstvo nasledujúcich vrtulníkov a definovala ich typický vzhľad. [1]



Obr. 1: Focke-Wulf Fw-61 [2]



Obr. 2: VS-300A [2]

Významný míľnik v operačnom nasadení vrtulníkov predstavoval prelet Lamanškého prielivu v septembri 1945, ktorý ako prvý úspešne absolvoval nemecký transportný vrtulník Focke-Achgelis Fa-223 Drache. Tento pomerne veľký dvojrotorový stroj bol vyvíjaný počas vojny a demonštroval potenciál vrtulníkov pre prepravu nákladu a osôb. Fa-223 mal aj zaujímavú históriu, keďže dva kusy slúžili istý čas aj v armáde a bezpečnostných zložkách povojnového Československa. [1]

Skutočný rozmach vrtulníkovej techniky nastal až po druhej svetovej vojne. V roku 1946 získal americký Bell 47 (obr. 3) ako prvý vrtulník na svete civilnú certifikáciu. Tento krok bol kľúčový, pretože otvoril dvere jeho širokému komerčnému využitiu v poľnohospodárstve, doprave, výcviku pilotov či pri záchranných operáciách. Bell 47 sa preslávil aj svojou charakteristickou, plne presklenou „bublinovou“ kabínou, ktorá poskytovala vynikajúci výhľad. O niekoľko rokov neskôr, v roku 1952, prišiel britský Bristol Sycamore (obr. 4), vyvinutý tímom pod vedením rakúskeho konštruktéra Raoula Hafnera. Tento vrtulník si získal uznanie vďaka solídnejmu výkonu a relatívne jednoduchej ovládateľnosti na svoju dobu, čo ho predurčilo pre rôzne vojenské a civilné úlohy, vrátane pátracích a záchranných misií (SAR). [1]



Obr. 3: Bell 47 [3]



Obr. 4: Bristol Sycamore [4]

Revolúciu vo vývoji vrtulníkov priniesol nástup turbínových (presnejšie turbohriadelových) motorov v 50. rokoch. Oproti dovtedy dominantným a ťažkým piestovým motorom boli výrazne ľahšie, mali podstatne menej pohyblivých častí, čo znamenalo vyššiu spoľahlivosť a jednoduchšiu údržbu, a ponúkali neporovnateľne lepší pomer výkonu k hmotnosti. Toto umožnilo konštrukciu väčších, rýchlejších a výkonnejších strojov s väčšou nosnosťou a doletom. Prvým experimentálnym vrtulníkom s týmto typom pohonu sa stal už v roku 1951 upravený americký Kaman K-225. Avšak pravdepodobne najznámejším a najrozšírenejším vrtulníkom svojej éry poháňaným turbínou je americký Bell UH-1 Iroquois (obr. 5), známejší pod neoficiálnou prezývkou „Huey“. Tento ikonický viacúčelový stroj, ktorý sa masovo presadil najmä počas vojny vo Vietname v úlohách transportu vojakov, evakuácie ranených (Medevac) aj ako bojová podpora, sa v rôznych modernizovaných verziách vyrába a lieta po celom svete dodnes. [1]



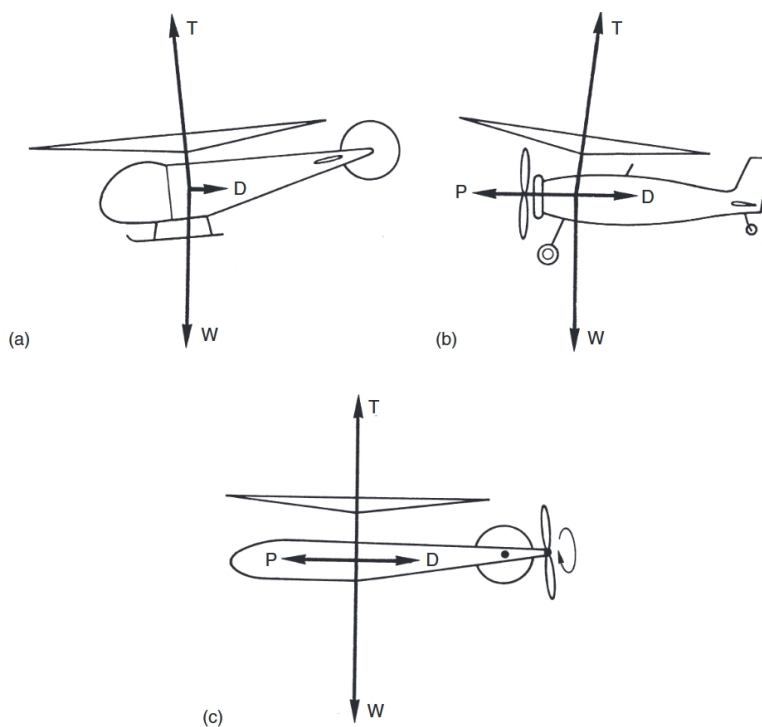
Obr. 5: Bell UH-1 Iroquois [2]

Od éry prvých turbínových vrtulníkov sa vývoj ubera cestou neustáleho zdokonaľovania osvedčených koncepcií a integrácie nových technológií. Kľúčovú úlohu zohráva zavádzanie nových materiálov, najmä kompozitov. Tie sa dnes rozsiahlo využívajú nielen v konštrukcii rotorových listov, ale aj v rotorových hlavách a nosných častiach draku. Kompozity umožňujú vytvárať aerodynamicky zložitejšie a efektívnejšie tvary listov, výrazne predlžujú životnosť kritických komponentov vďaka vysokej odolnosti voči únave materiálu a zároveň prispievajú k zníženiu celkovej hmotnosti vrtulníka. [1]

Ďalším významným pokrokom je masívna integrácia pokročilých elektronických systémov. Moderné vrtuľníky využívajú digitálne systémy riadenia motorov (známe ako FADEC), ktoré optimalizujú výkon a spotrebu paliva. Sofistikované autopilotné systémy a systémy pre zvýšenie stability (SAS) výrazne znižujú záťaž pilota, zvyšujú komfort posádky a cestujúcich a zvyšujú celkovú bezpečnosť letu, najmä v náročných poveternostných podmienkach alebo pri zložitých manévroch. Dôraz sa kladie aj na ďalšie oblasti, ako je znižovanie vonkajšieho a vnútorného hluku, vylepšovanie aerodynamiky a implementáciu moderných „sklenených“ kokpitov s multifunkčnými displejmi, ktoré poskytujú posádke všetky dôležité informácie prehľadným spôsobom. Vývoj tak pokračuje smerom k efektívnejším, bezpečnejším a všestrannejším strojom. [1]

### 3 Rozdelenie lietadiel s rotujúcimi nosnými plochami

Lietadlá s rotujúcimi nosnými plochami, často označované aj ako rotorové lietadlá alebo rotorcrafty, tvoria špecifickú kategóriu lietajúcich strojov. Ich spoločným a definujúcim znakom je, že primárny vztlak, teda silu potrebnú na prekonanie gravitácie a udržanie sa vo vzduchu, negenerujú pevné krídla, ale jeden alebo viac rotorov. Tieto rotory pozostávajú z listov s aerodynamickým profilom, ktoré sa otáčajú okolo zvislej osi, typicky vo vodorovnej alebo takmer vodorovnej rovine, čím pri prúdení vzduchu okolo nich vytvárajú výslednú aerodynamickú silu smerujúcu prevažne nahor – vztlak. Základné rozdelenie týchto strojov vychádza predovšetkým z toho, akým spôsobom je generovaný vztlak a ťah potrebný pre dopredný let, pričom rozoznávame tri hlavné typy: vrtuľník, gyroplán (nazývaný aj autogyro alebo vírnik) a gyrodlín (angl. gyrodyne). [1]



Obr. 6: (a) vrtuľník, (b) vírnik, (c) gyrodlín [1]

Prvým a najrozšírenejším typom je vrtuľník, známy aj ako helikoptéra (obr. 6 a). Jeho kľúčovou charakteristikou je, že hlavný nosný rotor je priamo poháňaný motorom. Tento poháňaný rotor zabezpečuje nielen vztlak potrebný na vzlet a prekonanie tiaže stroja, ale prostredníctvom komplexného systému cyklického a kolektívneho riadenia listov rotora umožňuje aj jeho nakláňanie. Naklonením roviny rotora vzniká okrem vertikálnej vztlakovej zložky aj horizontálna zložka sily, ktorá slúži ako ťah pre dopredný, bočný alebo spätný let. Vrtuľník tak využíva jeden hlavný systém na zabezpečenie vztlaku aj smerového riadenia, čo mu dáva unikátnu schopnosť visieť nehybne vo vzduchu a vykonávať vertikálny vzlet a pristátie (VTOL).

Na rozdiel od vrtuľníka, autogyro (obr. 6 b) má hlavný nosný rotor, ktorý počas letu nie je poháňaný motorom. Otáča sa voľne vďaka aerodynamickému javu nazývanému autorotácia, pričom stroj potrebuje doprednú rýchlosť, aby vzduch prúdiaci zdola nahor cez mierne zaklonený rotor udržiaval jeho rotáciu a generoval vztlak. Dopredný ťah, potrebný na prekonanie odporu vzduchu a zabezpečenie prúdenia pre autorotáciu, poskytuje samostatná vrtuľa (tlačná alebo ťažná) poháňaná motorom, podobne ako pri lietadlách. Z tohto princípu vyplýva, že autogyro nedokáže visieť na mieste ani vertikálne vzlietnuť; na vzlet potrebuje krátku rozjazdovú dráhu, aj keď rotor sa často dá predrotovať motorom na zemi pre jej skrátenie. [1]

Tretím, menej bežným typom, je gyrodin (obr. 6 c), ktorý predstavuje hybridnú koncepciu. Podobne ako vrtuľník, aj gyrodin má hlavný nosný rotor poháňaný motorom, primárne slúžiaci na generovanie vztlaku a umožňujúci vertikálny vzlet, pristátie a vistenie. Avšak pre efektívny dopredný let, najmä pri vyšších rýchlostiach, využíva gyrodin samostatný systém pohonu pre generovanie ťahu – najčastejšie jednu alebo o viac vrtúľ umiestnených na krídlach alebo trupe. Výhodou je, že pri rýchlom lete je hlavný rotor odľahčený od úlohy generovať ťah, čo týmto strojom teoreticky umožňuje dosahovať výrazne vyššie cestovné rýchlosti než konvenčné vrtuľníky. Sú však konštrukčne zložitejšie a historicky menej rozšírené. [1]

Okrem základných typov rotorových lietadiel existujú aj špeciálne konštrukcie, ktoré sa snažia kombinovať výhody rôznych princípov. Sem patria napríklad hybridné (kombinované) vrtuľníky, ktoré si zachovávajú schopnosť vertikálneho vzletu, pristátia a vistenia vo vzduchu vďaka poháňanému rotoru, podobne ako klasické vrtuľníky. Pre zlepšenie výkonov pri vyšších rýchlostiach však využívajú aj prídavné pevné krídla, ktoré pomáhajú generovať vztlak v doprednom lete, a/alebo samostatné pohonné jednotky (napríklad tlačné vrtule alebo prúdové motory), ktoré zabezpečujú hlavný dopredný ťah, čím odľahčujú hlavný rotor. [1]

Špecifickou a konštrukčne často ešte pokročilejšou podkategóriou hybridných lietadiel sú konvertoplány (z angl. convertiplane). Ich unikátna vlastnosť spočíva v schopnosti radikálne meniť (konvertovať) spôsob, akým primárne generujú vztlak a ťah, a to v závislosti od konkrétnej fázy letu. Typicky dokážu prechádzať medzi režimom vertikálneho letu, kde sa správajú podobne ako vrtuľník, a režimom rýchleho horizontálneho letu, kde sa viac podobajú lietadlu s pevnými krídlami. [1]

Historicky významným, aj keď napokon komerčne neúspešným, príkladom konvertoplánu bol britský Fairey Rotodyne (obr. 7) vyvíjaný v 50. rokoch 20. storočia. Jeho komplexná konštrukcia zahŕňala veľký nosný rotor, ktorý bol poháňaný malými reaktívnymi dýzami (tzv. tip jets) umiestnenými priamo na koncoch rotorových listov. Tento unikátny systém pohonu rotora sa využíval počas vertikálneho vzletu, pristátia a vistenia. Okrem toho mal Rotodyne aj malé pevné krídla, na ktorých boli umiestnené dva štandardné turbovrtulové motory s veľkými vrtulami. Tieto motory zabezpečovali primárny dopredný ťah stroja. Počas prechodu z vistenia do dopredného letu tieto turbovrtulové motory postupne zrýchlili stroj na cestovnú rýchlosť. Pri tejto rýchlosti už pevné krídla dokázali generovať väčšinu potrebného vztlaku pre udržanie horizontálneho letu. V tomto momente sa pohon hlavného rotora cez koncové dýzy vypol. Hlavný rotor sa však naďalej otáčal, ale už len voľne, v režime autorotácie, pričom prispieval k celkovému vztlaku už len čiastočne. V cestovnej fáze letu sa teda Fairey Rotodyne správal v podstate ako rýchly gyroplán s prídavnými nosnými krídlami. [1]



Obr. 7: Fairey Rotodyne [5]

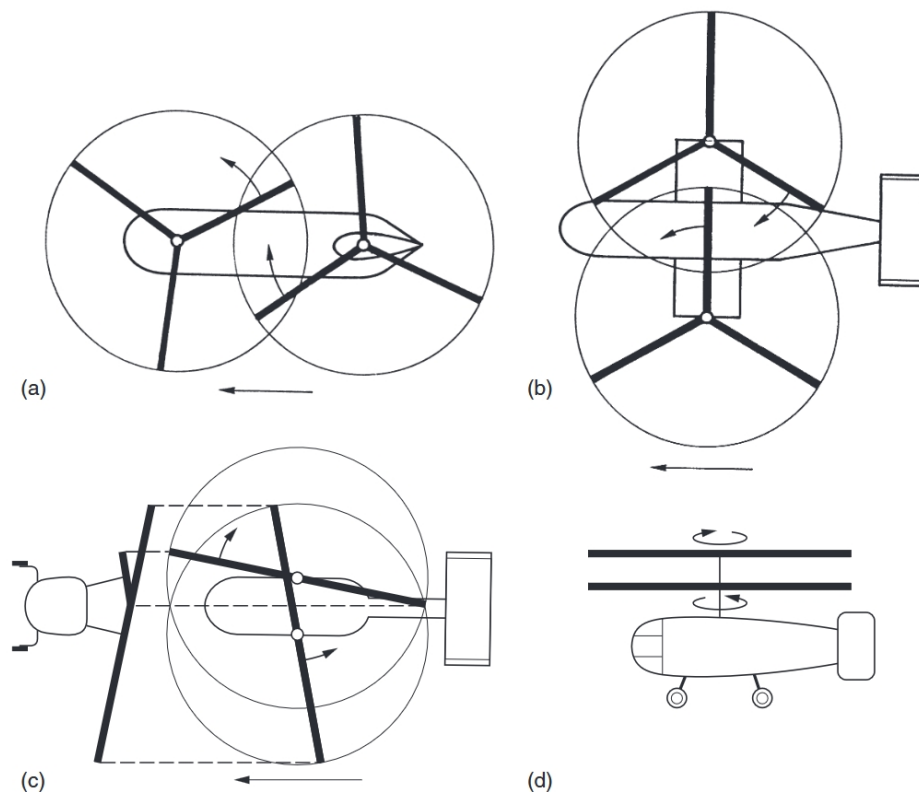
### Rozdelenie podľa konfigurácie rotorov

Táto časť sa zameriava na základné rozdelenie konvenčných vrtulníkov podľa ich konštrukčnej konfigurácie, pričom vynecháva špecifické hybridné typy či konvertoplány. Kľúčovým problémom pri návrhu každého vrtulníka je zvládnutie reakčného momentu, ktorý vzniká od hlavného nosného rotora. Z tretieho Newtonovho zákona vyplýva, že ak motor cez prevodový systém roztáča rotor jedným smerom (akcia), vzniká rovnako veľký, ale opačne orientovaný točivý moment (reakcia), ktorý sa snaží otočiť celý trup vrtulníka v opačnom smere okolo osi rotora. Bez kompenzácie tohto momentu by bol vrtulník neovládateľný. Práve spôsob, akým konštruktéri tento nežiaduci reakčný moment kompenzujú alebo priamo eliminujú, predstavuje základné kritérium pre delenie vrtulníkov do rôznych konfigurácií.

Najbežnejšou a najrozšírenejšou konfiguráciou sú vrtulníky s jedným hlavným nosným rotorom. U týchto strojov sa reakčný moment kompenzuje pomocou malého vyrovnávacieho rotora, ktorý je zvyčajne umiestnený vertikálne (alebo pod miernym sklonom) na konci dlhého chvostového nosníka. Ťah z tohto rotora pôsobí na dlhom ramene chvostového nosníka a vytvára moment, ktorý presne vyrovnáva reakčný moment od hlavného rotora, čím stabilizuje trup proti otáčaniu. Medzi nevýhody tejto koncepcie patrí mechanická zložitosť dlhého hriadeľa poháňajúceho vyrovnávací rotor, jeho zraniteľnosť pri poškodení, spotreba časti výkonu motora, ktorý by inak mohol byť využitý pre vztlak, a predstavuje tiež bezpečnostné riziko pre osoby pohybujúce sa v blízkosti vrtulníka na zemi. [1]

Alternatívnym prístupom, ktorý úplne eliminuje potrebu vyrovnávacieho rotora, je použitie dvoch hlavných nosných rotorov. Kľúčové je, že tieto dva rotory sa otáčajú protibežne (tj. každý iným smerom). Ich reakčné momenty sa tak navzájom prirodzene rušia priamo v hlavnej prevodovke alebo v systéme pohonu a neprenášajú sa na trup vrtulníka. Výhodou tohto riešenia je, že všetok dostupný výkon motora (alebo motorov) môže byť využitý na generovanie vztlaku a dopredného ťahu, a zároveň odpadajú riziká a nevýhody spojené s chvostovým rotorom. Existuje niekoľko základných spôsobov usporiadania

dvoch protibežných rotorov, ktoré definujú rôzne typy dvojrotorových vrtulníkov (obr. 8). [1]



Obr. 8: (a) tandem, (b) vedľa seba, (c) synchronopter, (d) koaxiálne [1]

Pri tandemovom usporiadaní sú dva rotory umiestnené za sebou v pozdĺžnej osi vrtulníka, pričom zadný rotor býva často umiestnený vyššie ako predný. Táto konfigurácia, typická napríklad pre ťažký transportný vrtulník Boeing CH-47 Chinook, umožňuje veľký rozsah prípustnej polohy ťažiska.

Iným riešením je priečne usporiadanie (vedľa seba), kde sú dva rotory namontované na koncoch krídel alebo pomocných nosníkov po bokoch trupu, čo je vhodné pre stroje s extrémne vysokou nosnosťou, ako bol gigantický Mil Mi-12, alebo sa využíva v režime visu pri konvertoplánoch typu Boeing V-22 Osprey.

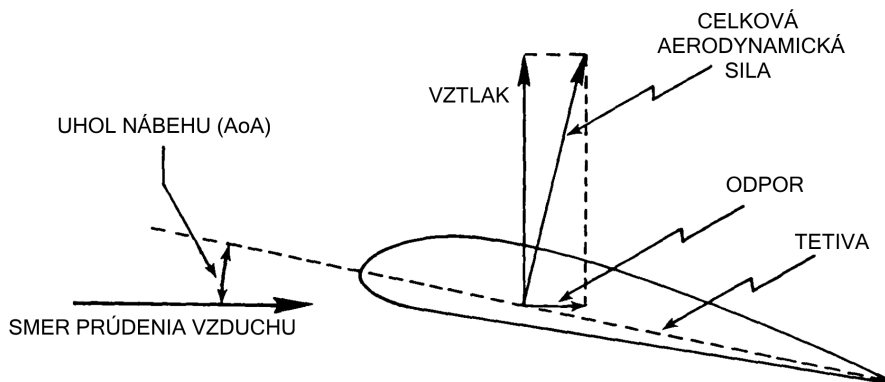
Špecifickou a menej častou konštrukciou je synchronopter, pri ktorom sú dva rotory umiestnené veľmi blízko seba s mierne od seba sklonenými osami rotácie a sú mechanicky synchronizované tak, aby sa ich listy počas otáčania bezpečne preplietali. Toto riešenie, použité napríklad na vrtulníku Kaman K-MAX, sa vyznačuje kompaktnosťou a dobrou stabilitou pri práci s externým nákladom.

Napokon, posledným hlavným typom je koaxiálne (sústredné) usporiadanie, kde sú dva rotory umiestnené presne nad sebou na spoločnej osi otáčania; táto konfigurácia, typická pre ruské vrtulníky značky Kamov, je veľmi kompaktná, eliminuje potrebu dlhého chvostového nosníka a často poskytuje vysokú obratnosť, aj keď za cenu mechanicky veľmi zložitej rotorovej hlavy a systému riadenia.

## 4 Nosný rotor

Úlohou nosného rotora vrtuľníka je generovať dostatočnú aerodynamickú silu na prekonanie tiaže celého stroja. Táto sila vzniká primárne vďaka špecifickému tvaru profilu listu (angl. airfoil) a jeho nastaveniu voči prúdiacemu vzduchu. Celkovú aerodynamickú silu pôsobiacu na profil listu môžeme rozložiť na dve základné zložky vzhľadom na smer prichádzajúceho relatívneho prúdenia vzduchu: vztlak (Lift), zložku kolmú na smer prúdenia, ktorá je primárnou silou prekonávajúcou tiaž, a odpor (Drag), zložku rovnobežnú so smerom prúdenia, pôsobiacu proti pohybu listu (obr. 9). Veľkosť týchto síl, najmä vztlaku, je možné efektívne riadiť zmenou uhla nábehu (angl. Angle of Attack - AoA), čo je uhol medzi tetivou profilu a smerom relatívneho prúdenia vzduchu. Kým lietadlá s pevnými krídlami menia uhol nábehu krídla hlavne zmenou náklonu celého stroja, vrtuľníky majú sofistikovanejší systém, keďže listy ich nosného rotora sú uchytené tak, aby mohli meniť svoj uhol nastavenia (pitch angle). Toto umožňuje meniť uhol nábehu (a tým aj vztlak) buď kolektívne (všetky listy naraz – pre stúpanie/klesanie) alebo cyklicky (každý list mení uhol nábehu plynule počas jednej rotácie rotora – pre riadenie náklonu disku rotora a pohyb dopredu/dozadu/do strán). [1]

Celkový aerodynamický odpor pôsobiaci na list rotora sa skladá z viacerých zložiek, pričom dve hlavné sú indukovaný odpor a profilový odpor. Indukovaný odpor (Induced Drag) je neoddeliteľnou súčasťou tvorby vztlaku. Jeho veľkosť je najvýznamnejšia pri nízkych rýchlostiach a vysokom vztlaku, napríklad vo vise. Profilový odpor (Profile Drag) súvisí priamo s tvarom profilu listu a jeho interakciou s viskóznym vzduchom. Skladá sa hlavne z trecieho odporu, spôsobeného viskozitou vzduchu v medznej vrstve na povrchu listu, a z tlakového (tvarového) odporu, spôsobeného nerovnomerným rozložením tlaku na profile v dôsledku jeho tvaru. [1, 6]



Obr. 9: Sily na profile krídla [6] (upravené)

Veľkosť vztlakovej sily generovanej profilom listu závisí nielen od jeho tvaru a uhla nábehu (AoA), ale aj od hustoty vzduchu, rýchlosti prúdenia a plochy listu. Aby bolo možné porovnávať aerodynamické vlastnosti rôznych profilov nezávisle od týchto premenlivých a podmienok prúdenia, zavádzajú sa bezrozmerné súčinitele (koeficienty): súčiniteľ vztlaku  $C_L$  a súčiniteľ odporu  $C_D$ . Pre daný profil sa v oblasti nízkych uhlov nábehu  $C_L$  zvyšuje približne lineárne so zvyšujúcim sa AoA. Po prekročení kritického uhla nábehu však dochádza k odtrhnutiu prúdenia vzduchu od horného povrchu profilu, čo je jav

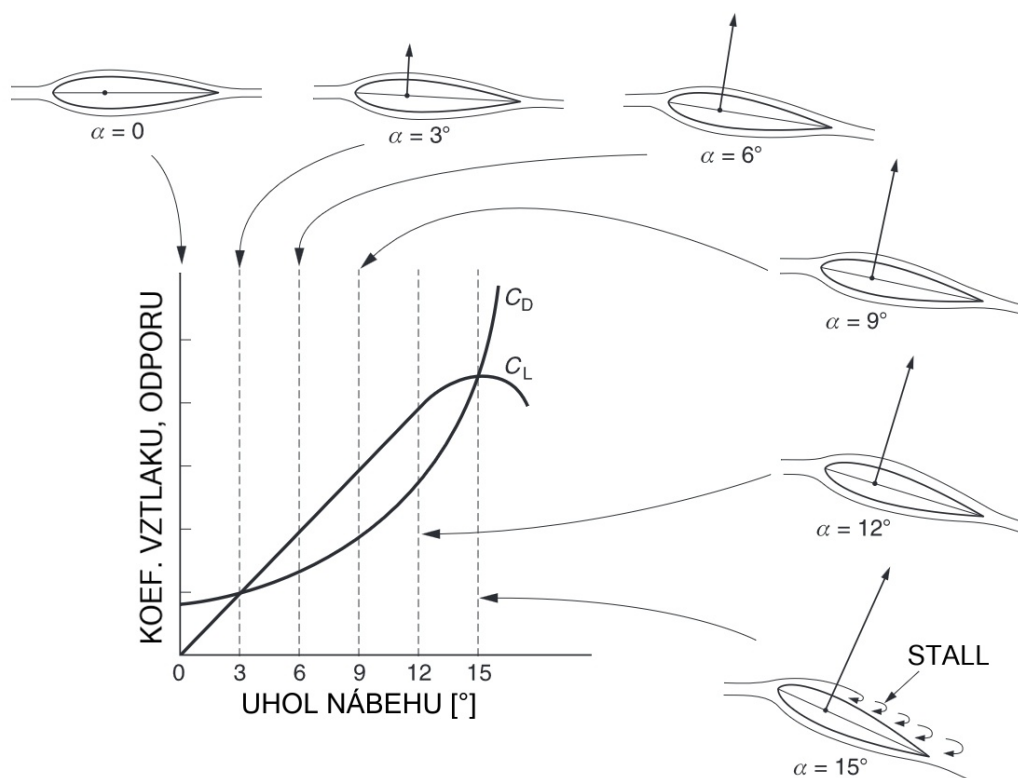
známy ako aerodynamické odtrhnutie alebo stall (obr. 10). To vedie k náhlemu poklesu súčiniteľa vztlaku  $C_L$  a zvyčajne k prudkému nárastu súčiniteľa odporu  $C_D$ . Pomocou týchto súčiniteľov je potom možné vypočítať celkovú vztlakovú silu  $L$  a odporovú silu  $D$  pôsobiacu na profil podľa základných aerodynamických vzťahov

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (4.1)$$

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (4.2)$$

kde  $\rho$  predstavuje hustotu vzduchu,  $v$  je rýchlosť relatívneho prúdenia vzduchu voči profilu a  $S$  je referenčná plocha listu (plocha pôdorysu). [1, 7]

V podmienkach, kde sa uhol nábehu mení veľmi rýchlo, ako je to typické pre listy rotujúcich rotorov vrtulníkov (v dôsledku kombinácie rotácie, dopredného letu a riadiacich zásahov), môže dôjsť k javu známemu ako dynamické odtrhnutie (angl. Dynamic Stall). Pri tomto jave sa odtrhnutie prúdenia oneskorí a profil môže dočasne dosiahnuť výrazne vyšší maximálny  $C_L$  (niekedy viac ako dvojnásobok oproti statickej hodnote) predtým, než dôjde k rozsiahlemu odtrhnutiu a strate vztlaku. Tento efekt je pre dynamiku a limity letu vrtulníka veľmi dôležitý. [1]



Obr. 10: Závislosť koeficientov vztlaku a odporu na uhle nábehu profilu [1] (upravené)

Dôležitým parametrom profilu je jeho aerodynamická účinnosť, vyjadrená pomerom  $C_L/C_D$ . Uhol nábehu, pri ktorom tento pomer dosahuje svoju maximálnu hodnotu, označovanú ako  $(L/D)_{\max}$ , predstavuje najefektívnejšie nastavenie profilu z hľadiska generovania čo najväčšieho vztlaku pri čo najmenšom odpore. [1]

## 4.1 Režim visenia

Vrtulník sa nachádza v režime visenia (angl. hover), ak si udržiava stálu polohu vzhľadom na zemský povrch. Pre účely aerodynamickej analýzy sa často predpokladá ideálny prípad visenia v nehybnom vzduchu, keď je teda aj rýchlosť vrtulníka voči okolitému vzduchu nulová. V takomto prípade môžeme uvažovať axiálne symetrické prúdenie vzduchu diskom rotora a rovnomerné zaťaženie jeho listov, nezávislé od ich okamžitej azimutálnej polohy, čo predstavuje zásadný rozdiel oproti analýze dopredného letu. Analýza visenia sa potom zameriava hlavne na výpočet síl pôsobiacich na rotor a na určenie výkonu potrebného pre tento letový režim. [7]

### 4.1.1 Teórie vzniku ťahu nosného rotora

Na vysvetlenie spôsobu, akým nosný rotor vrtulníka generuje ťah potrebný na udržanie sa vo vise, bolo vyvinutých niekoľko teoretických modelov. Tieto modely sa líšia úrovňou zjednodušenia a presnosti, s akou opisujú komplexné prúdenie vzduchu okolo rotujúcich listov.

Najjednoduchší prístup predstavuje teória hybnosti (Momentum Theory), často spájaná s konceptom teórie akčného disku (Actuator disk theory). Táto teória si predstavuje rotor ako ideálny, nekonečne tenký disk, ktorý rovnomerne pôsobí na vzduch prechádzajúci jeho plochou. Vo vise je vzduch nasávaný zhora, prechádza diskom, kde mu je dodaná kinetická energia a je urýchlený smerom nadol s tzv. indukovanou rýchlosťou (angl. induced velocity). Ťah rotora je potom priamo úmerný zmene hybnosti vzduchu. Hlavným obmedzením tejto teórie je, že úplne ignoruje geometriu listov, ich počet, profilový odpor či efekty rotácie vzduchu, a preto poskytuje len dolný odhad potrebného výkonu. Podľa tejto teórie je potom ideálny potrebný výkon na vis získaný vzťahom

$$P = T v_i = T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (4.3)$$

kde  $T$  je ťah rotora,  $v_i$  je indukovaná rýchlosť vzduchu v mieste rotora,  $\rho$  je hustota vzduchu a  $A$  je plocha disku rotora. [7, 8]

Pre detailnejší pohľad, ktorý zahŕňa aj vlastnosti samotných listov, slúži teória listových elementov (Blade Element Theory - BET). Táto metóda rozdeľuje každý list rotora na malé, nezávislé segmenty (elementy) a pre každý z nich analyzuje aerodynamické sily (vztlak a odpor) na základe profilu listu v danom mieste. Vo vise sa pre každý element určí lokálna rýchlosť (daná hlavne rotáciou rotora) a lokálny uhol nábehu (závislý na uhle nastavenia listu a uhle relatívneho prúdu vzduchu spôsobeným indukovanou rýchlosťou). Pomocou koeficientov  $C_L$  a  $C_D$  sa vypočítajú elementárne sily, ich integráciou pozdĺž listu a sčítaním cez všetky listy sa získa celkový ťah a krútiaci moment rotora. Z krútiaceho momentu sa dá určiť profilový výkon potrebný na prekonanie odporu listov. [7, 8]

Keďže samotná BET ťažko určuje správnu hodnotu indukovanej rýchlosti, často sa kombinuje s teóriou hybnosti do tzv. Blade Element Momentum Theory (BEMT). Výhodou BEMT je podstatne vyššia presnosť oproti klasickej teórii hybnosti, pretože zahŕňa vplyv tvaru listu, jeho skrútenie/zúženie a vplyv profilového odporu. Napriek tomu aj BEMT stále zanedbáva niektoré ďalšie efekty prúdenia, ako radiálne prúdenie či tvorbu vírov na koncoch listov. [7, 8]

Najvyššiu úroveň fyzikálneho detailu ponúka teória vírov (Vortex Theory). Táto teória modeluje listy rotora ako zdroje vírivosti, ktoré pri generovaní vztlaku zanechávajú za sebou komplexnú vírovú stopu, dominovanú silnými okrajovými vírmi (tip vortices). Vo všeobecnejšom zmysle táto stopa tvorí zostupujúcu špirálovitú štruktúru, ktorá spätne ovplyvňuje rýchlostné pole v okolí rotora. Jej hlavnou nevýhodou je však výrazne vyššia matematická a výpočtová náročnosť v porovnaní s BEMT. [7]

V praxi teda platí, že teória hybnosti poskytuje základný odhad, BEMT je široko používaným inžinierskym nástrojom pre výpočty výkonov vďaka dobrému kompromisu medzi presnosťou a zložitou, a teória vírov (spolu s ešte pokročilejšími metódami ako CFD) sa využíva najmä pre detailný výskum, aeroakustické analýzy alebo modelovanie veľmi komplexných aerodynamických javov.

### 4.1.2 Prízemný efekt

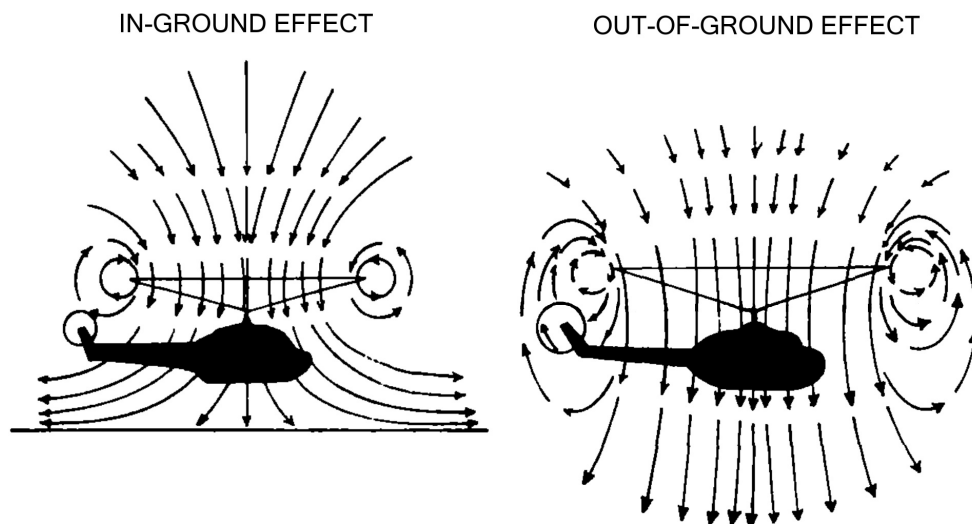
Keď sa vrtuľník vznáša vo veľmi malej výške nad zemským povrchom alebo inou rozľahlou pevnou či vodnou hladinou, dochádza k významnému aerodynamickému javu známemu ako prízemný efekt (angl. Ground Effect). Tento jav má zásadný vplyv na výkonnosť a ovládanie vrtuľníka, obzvlášť pri vzlete, pristávaní a vistení. Výkonnostné parametre vrtuľníka dosahované v rámci prízemného efektu sa často označujú skratkou IGE (In-Ground Effect), na rozdiel od výkonov dosahovaných mimo vplyvu zeme, označovaných ako OGE (Out-of-Ground Effect). [1]

Hlavným a najdôležitejším dôsledkom prízemného efektu je zvýšenie aerodynamickej účinnosti nosného rotora. To v praxi znamená, že na vygenerovanie rovnakého vztlaku, ktorý je potrebný na udržanie vrtuľníka vo vzduchu, postačuje nižší výkon motora v porovnaní s vistením vo väčšej výške (OGE). Tento jav je spôsobený predovšetkým znížením indukovanej rýchlosti. Zníženie indukovanej rýchlosti v blízkosti zeme nastáva preto, lebo povrch pod vrtuľníkom bráni voľnému rozvoju a urýchlovaniu prúdu vzduchu smerujúceho nadol od rotora. Tento prúd vzduchu naráža na zem a je nútený roztekať sa do strán (obr. 11). Tým sa pod rotorom vytvára akýsi „vzduchový vankúš“ – zóna s mierne vyšším statickým tlakom, než aký by tam bol bez prítomnosti zeme. [1, 6]

Prízemný efekt je najvýraznejší vo výškach približne do 1 až 1,5 násobku priemeru rotora nad povrchom, pričom jeho intenzita postupne klesá so zvyšujúcou sa výškou. Jeho sila závisí aj od typu povrchu – je najsilnejší nad pevným, rovným povrchom (napr. betón, asfalt, pokojná voda) a slabší nad nerovným terénom, vysokou trávou, kríkmi alebo sypkým snehom, ktoré umožňujú vzduchu ľahšie „unikáť“. [1, 6]

S prízemným efektom úzko súvisí aj ďalší zaujímavý aerodynamický jav, známy ako fontánový efekt (angl. Fountain Flow alebo Fountain Effect). Prúd vzduchu z rotora po náraze na zem prudko mení smer a rozteká sa do strán. V centrálnej oblasti, priamo pod trupom a hlavou rotora, sa však časť tohto prúdiaceho vzduchu stretáva a je vychyľovaná späť nahor, obtekajúc trup smerom k rotorovej hlave a koreňom listov. Toto spätné prúdenie pripomína tvarom fontánu, odtiaľ pochádza aj jeho názov. [1]

Fontánový efekt je z hľadiska výkonnosti považovaný za mierne prínosný. Dôvodom je, že toto nahor smerujúce prúdenie vzduchu vytvára určitý tlak na spodnú plochu trupu vrtuľníka, čím generuje malú dodatočnú vztlakovú silu. Hoci táto sila je relatívne malá v porovnaní so vztlakom generovaným nosným rotorom, predsa len prispieva k celkovému zníženiu potrebného výkonu a teda k zvýšeniu efektivity vrtuľníka pri operáciách v tesnej blízkosti zeme. [1]



Obr. 11: Tvar prúdenia vplyvom prízemného efektu a bez neho [6] (upravené)

### 4.1.3 Rozloženie vztlaku po dĺžke listu

Počas rotácie nosného rotora vrtulníka sa jednotlivé elementárne časti listu pohybujú rôznou obvodovou rýchlosťou. Táto rýchlosť  $v$  lineárne narastá so vzdialenosťou  $r$  od osi otáčania podľa jednoduchého vzťahu  $v = \omega r$ , kde  $\omega$  je konštantná uhlová rýchlosť rotora. Keďže aerodynamické sily sú úmerné druhej mocnine rýchlosti (vzťahy 4.1 a 4.2), znamená to, že ak by mal list rotora po celej svojej dĺžke rovnaký profil, konštantnú šírku (hĺbku, dĺžku tetivy) a konštantný uhol nastavenia, výsledné rozloženie vztlaku by bolo veľmi nerovnomerné. Veľká väčšina vztlaku by sa generovala v blízkosti rýchlo sa pohybujúcej špičky listu, zatiaľ čo oblasti blízko koreňa listu (pri hlave rotora) by k celkovému vztlaku prispievali len minimálne (obr. 12 a). [1, 6]

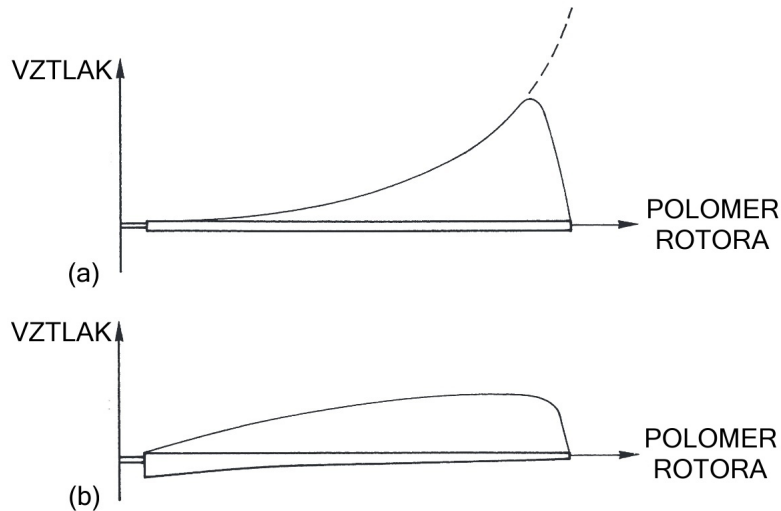
Takéto výrazné sústredenie vztlaku na vonkajšej časti listu je však z hľadiska aerodynamickej efektivity nežiaduce. Vedie k tvorbe silných okrajových vírov na špičkách listov, čo má za následok vysoký indukovaný odpor a znižuje celkovú účinnosť rotora. Navyše, bez úprav by mohlo dochádzať k problémom, ako je odtrhnutie prúdenia pri koreni listu. [1]

Preto sa konštruktéri snažia navrhnuť geometriu listu tak, aby dosiahli optimálnejšie rozloženie vztlaku po jeho dĺžke. Ideálnym cieľom je také rozloženie, ktoré vedie ku konštantnej alebo takmer konštantnej indukovanej rýchlosti prúdenia vzduchu rotorom. Takéto rozloženie minimalizuje indukovaný odpor a maximalizuje aerodynamickú účinnosť rotora.

Najdôležitejšou metódou na dosiahnutie tohto cieľa je geometrické skrútenie listu (angl. Blade Twist). List nie je plochý, ale je „skrútený“ tak, že uhol nastavenia profilu sa postupne mení od koreňa k špičke. Pri koreni, kde je obvodová rýchlosť nízka, je uhol skrútenia väčší, aby sa dosiahol dostatočný uhol nábehu pre generovanie vztlaku. Smerom k špičke, kde rýchlosť prudko rastie, sa uhol skrútenia znižuje. [1, 6]

Popri geometrickom skrútení sa využíva aj zúženie listu (angl. Blade Taper), ktoré spočíva v zmene hĺbky (šírky) listu, teda dĺžky jeho tetivy. Typicky sa list zužuje smerom od koreňa ku špičke – pri koreni je širší a ku špičke sa postupne zužuje. Väčšia plocha

(väčšia tetiva) pri koreni pomáha generovať viac vztlaku v oblastiach s nižšou obvodovou rýchlosťou, zatiaľ čo menšia plocha (kratšia tetiva) pri špičke znižuje množstvo vztlaku generovaného v oblastiach s vysokou rýchlosťou. Aj táto zmena tvaru (pôdorysu) listu prispieva k rovnomernejšiemu rozloženiu vztlaku a zníženiu indukovaného odporu. [1]



Obr. 12: (a) rozloženie vztlaku na liste s konštantným prierezom, (b) na liste s optimálnym skrútením/zúžením [1] (upravené)

## 4.2 Režim dopredného letu

### 4.2.1 Asymetria vztlaku

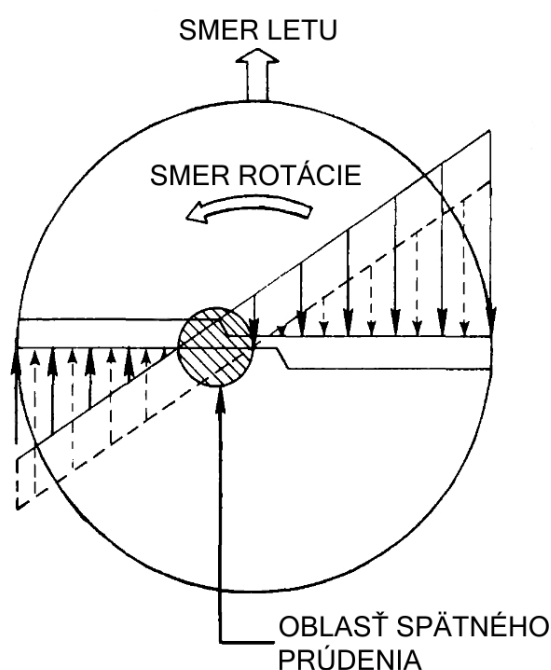
Základný rozdiel medzi aerodynamickými podmienkami pri vísení vrtuľníka na mieste (v bezvetří) a počas dopredného letu spočíva vo vplyve prúdenia vzduchu vyvolaného pohybom celého stroja. Zatiaľ čo pri vísení je prúdenie vzduchu cez rotorový disk relatívne symetrické (rýchlosť obtekajúceho vzduchu závisí primárne len od vzdialenosti od stredu rotora), pri doprednom (prípadne bočnom či spätnom) lete sa táto symetria narúša. Najvýznamnejším dôsledkom tejto zmeny je jav známy ako asymetria vztlaku nosného rotora. [1, 6]

Pre presnejší popis polohy jednotlivých listov rotora počas ich otáčania zavádzame parameter nazývaný azimutálny uhol, označovaný gréckym písmenom  $\Psi$ . Tento uhol popisuje okamžitú uhlovú polohu listu v rovine rotácie. Podľa konvencie sa nulový azimut ( $\Psi = 0^\circ$ ) nachádza v polohe, keď list smeruje dozadu, teda nad chvostovú časť vrtuľníka. Následne  $\Psi = 90^\circ$  zodpovedá polohe listu na pravej strane (v smere letu),  $\Psi = 180^\circ$  je poloha nad prednou časťou vrtuľníka a  $\Psi = 270^\circ$  zodpovedá polohe listu na ľavej strane. [7]

Samotná asymetria vztlaku je priamym dôsledkom rozdielnych rýchlostí obtekania profilov listov na pravej a ľavej strane rotorového disku počas dopredného letu. Rýchlosť prúdenia vzduchu okolo listu rotora pri vísení je daná primárne jeho obvodovou rýchlosťou ( $v = \omega r$ ) a indukovanou rýchlosťou. Pri doprednom lete rýchlosťou  $V$  sa však táto rýchlosť letu vektorovo sčítava s obvodovou rýchlosťou listu. Na pravej strane disku, keď sa list pohybuje dopredu ( $\Psi \approx 90^\circ$ ), sa rýchlosť letu  $V$  pripočítava k obvodovej rýchlosti listu

(toto platí len pre rotory so zmyslom rotácie proti smeru hodinových ručičiek). Táto strana sa preto nazýva postupujúca strana (angl. Advancing Side) a relatívna rýchlosť obtekania listu  $V_{rel}$  je tu najvyššia ( $V_{rel} \approx \omega r + V$ ). Naopak, na ľavej strane disku, keď sa list pohybuje dozadu ( $\Psi \approx 270^\circ$ ), sa rýchlosť letu  $V$  od obvodovej rýchlosti listu odpočítava. Táto strana sa nazýva ustupujúca strana (angl. Retreating Side) a relatívna rýchlosť obtekania listu  $V_{rel}$  je tu najnižšia ( $V_{rel} \approx \omega r - V$ ). [1, 6]

Práve na ustupujúcej strane, v oblasti blízko koreňa listu, môže pri dostatočne vysokej doprednej rýchlosti  $V$  nastať situácia, kedy je rýchlosť dopredného letu vyššia ako lokálna obvodová rýchlosť listu ( $V > \omega r$ ). V tejto oblasti potom dochádza k javu známemu ako spätné prúdenie (angl. Reverse Flow) (obr. 13). Vzduch v tejto zóne neobteká profil listu klasicky od nábežnej hrany k odtokovej hrane, ale presne naopak – od odtokovej hrany k nábežnej. Táto oblasť spätného prúdenia negeneruje užitočný vztlak, naopak, vytvára malý záporný vztlak a značný odpor. [6]



Obr. 13: Grafické zobrazenie rýchlosti prúdenia vzduchu na postupujúcej/ustupujúcej strane; prerušovaná čiara - rýchlosť od rotácie rotoru, plná čiara - výsledná rýchlosť [6] (upravené)

Keďže veľkosť aerodynamického vztlaku generovaného profilom listu je priamo úmerná druhej mocnine rýchlosti obtekania, z uvedeného vyplýva zásadná vec: list na postupujúcej strane má tendenciu generovať výrazne väčší vztlak ako list na ustupujúcej strane, aj keby mali rovnaký uhol nastavenia. Toto nerovnomerné rozloženie vztlaku by bez kompenzácie viedlo k vzniku silného klonivého momentu, ktorý by sa snažil vrtulník nakloniť smerom k ustupujúcej strane. [1]

Základná rovnica pre aerodynamický vztlak (4.1) nám ukazuje, že pri danej hustote vzduchu, ploche profilu a známej, aj keď meniacej sa, relatívnej rýchlosti prúdenia, môžeme lokálne generovaný vztlak ovplyvniť jedine zmenou súčiniteľa vztlaku  $C_L$ , resp. zmenou uhla nábehu listu (uhla nastavenia).

Pretože na postupujúcej strane rotora ( $\Psi \approx 90^\circ$ ) je relatívna rýchlosť obtekania vysoká, na dosiahnutie požadovanej úrovne vztlaku je potrebné lokálny uhol nábehu, a teda aj uhol nastavenia listu, znížiť. Naopak, na ustupujúcej strane rotora ( $\Psi \approx 270^\circ$ ) je relatívna rýchlosť obtekania nízka. Na vygenerovanie potrebného vztlaku v tejto oblasti je preto nutné lokálny uhol nastavenia listu zvýšiť. [1]

Z tejto požiadavky na rozdielne uhly nastavenia v rôznych fázach otáčky vyplýva kľúčová vlastnosť riadenia vrtuľníka: systém musí byť schopný plynulo a periodicky meniť uhol nastavenia každého listu individuálne počas jeho rotácie, a to presne v závislosti od jeho okamžitej azimutálnej polohy  $\Psi$ . Tento spôsob riadenia sa nazýva cyklické riadenie alebo cyklická zmena uhla nastavenia. Mechanicky je táto neustála zmena uhla nastavenia možná vďaka tomu, že každý list rotora je pripojený k náboju rotorovej hlavy prostredníctvom ložiska (alebo elastomérického prvku), ktoré umožňuje jeho natáčanie okolo pozdĺžnej osi listu. Tento špecifický pohyb listu sa nazýva krídelkovanie (angl. Feathering). [1]

### 4.2.2 Rýchlostný limit

Na rozdiel od lietadiel s pevnými nosnými plochami, ktorých let je limitovaný minimálnou doprednou rýchlosťou potrebnou na generovanie dostatočného vztlaku, vrtuľníky tento problém nemajú. Vďaka poháňanému rotoru dokážu generovať vztlak aj pri nulovej doprednej rýchlosti, čo im umožňuje visieť na mieste. Paradoxne, hlavným prevádzkovým obmedzením pre vrtuľníky sa tak stáva príliš vysoká dopredná rýchlosť. Táto limitácia vyplýva priamo z asymetrie obtekania rotora, ktorá vzniká v doprednom lete. Existujú dva kľúčové aerodynamické javy, ktoré spoločne obmedzujú maximálnu rýchlosť konvenčných vrtuľníkov:

Prvým a často najkritickejším limitujúcim javom je odtrhnutie prúdenia na ustupujúcej strane rotora (angl. Retreating Blade Stall). Ako už bolo spomenuté, na ustupujúcej strane rotorového disku ( $\Psi \approx 270^\circ$ ) sa od obvodovej rýchlosti listu odpočítava dopredná rýchlosť vrtuľníka, takže výsledná relatívna rýchlosť obtekania listu je tu najnižšia. Aby list aj pri tejto nízkej rýchlosti dokázal vygenerovať potrebný podiel celkového vztlaku rotora, musí systém riadenia nastaviť jeho profil na pomerne vysoký uhol nábehu. So zvyšovaním doprednej rýchlosti vrtuľníka klesá relatívna rýchlosť na ustupujúcej strane a zároveň rastie potrebný uhol nábehu. Po prekročení určitej kritickej kombinácie nízkej rýchlosti a vysokého uhla nábehu dochádza na časti ustupujúceho listu k odtrhnutiu prúdenia od horného povrchu profilu. Tento jav sa prejavuje veľmi nepríjemne: prudkým poklesom vztlaku a nárastom odporu na ustupujúcej strane disku, vznikom silných vibrácií prenášaných do konštrukcie a často aj nekontrolovateľným klonivým momentom smerom k ustupujúcej strane. [1, 6]

Druhým limitujúcim javom, ktorý pôsobí na opačnej, postupujúcej strane rotora ( $\Psi \approx 90^\circ$ ), sú efekty stlačiteľnosti vzduchu. Na špičke listu sa dopredná rýchlosť vrtuľníka pripočítava k už aj tak vysokej obvodovej rýchlosti špičky listu. Výsledná relatívna rýchlosť obtekania špičky listu môže pri vysokých dopredných rýchlostiach dosiahnuť alebo dokonca prekročiť lokálnu rýchlosť zvuku (Mach 1). Keď rýchlosť obtekania prekročí tzv. kritické Machovo číslo profilu, na jeho povrchu sa začnú tvoriť rázové vlny. Ich vznik vedie k niekoľkým negatívnym dôsledkom: dramatickému nárastu aerodynamického odporu, možnému poklesu vztlaku a generovaniu intenzívneho hluku. [1, 6]

Obidva tieto javy – odtrhnutie prúdenia na ustupujúcej strane a efekty stlačiteľnosti na postupujúcej strane – sú pre bezpečný a kontrolovaný let vrtuľníka nežiaduce a vo svojich dôsledkoch vysoko nebezpečné. Spoločne definujú aerodynamické hranice letovej obálky a maximálnu prípustnú rýchlosť vrtuľníka v priamom lete, známu ako  $V_{NE}$ . Pre väčšinu konvenčných vrtuľníkov sa táto rýchlostná hranica pohybuje typicky v rozmedzí 150 až 200 uzlov indikovanej vzdušnej rýchlosti (KIAS). Je dôležité poznamenať, že hodnota  $V_{NE}$  nie je pre daný vrtuľník absolútne konštantná, ale zvyčajne klesá s rastúcou nadmorskou výškou a teplotou okolitého vzduchu. [6, 7]

### 4.2.3 Mávavý pohyb

Ďalším kľúčovým javom, ktorý neodmysliteľne súvisí s dopredným letom vrtuľníka, je mávanie listov rotora (angl. Blade Flapping). Tento jav je fundamentálny pre pochopenie toho, ako vrtuľník generuje dopredný ťah a ako je riadený.

Aby sa vrtuľník mohol pohybovať dopredu (alebo akýmkoľvek horizontálnym smerom), celková výsledná aerodynamická sila generovaná rotorom musí byť naklonená smerom dopredu voči zvislici. Týmto naklonením sa vektor celkového ťahu rotora rozloží na dve zložky: vertikálna zložka vyrovnáva tiažovú silu vrtuľníka, a horizontálna zložka pôsobí ako ťahová sila, ktorá prekonáva celkový aerodynamický odpor trupu a ostatných častí a zabezpečuje jeho pohyb vpred.

Smer výsledného ťahu rotora je vo väčšine prevádzkových podmienok približne kolmý na rovinu, ktorú opisujú špičky listov počas ich otáčania (angl. Tip Path Plane - TPP). Pre dosiahnutie dopredného ťahu teda musí byť rovina TPP naklonená vpred voči horizontálnej rovine. V ustálenom doprednom lete to znamená, že špička listu v prednej časti jeho obežnej dráhy ( $\Psi \approx 180^\circ$ ) musí byť v najnižšej polohe a špička listu v zadnej časti obehu ( $\Psi \approx 0^\circ$ ) musí byť v najvyššej polohe. [1]

Z tejto geometrickej požiadavky na dopredu naklonenú rovinu TPP logicky vyplýva, že každý list rotora musí počas jednej otáčky vykonať periodický pohyb smerom nahor a nadol, kolmo na rovinu rotácie rotorovej hlavy. Mechanicky je tento pohyb umožnený konštrukciou rotorovej hlavy: buď dedikovaným mávacím čapom pre každý list v prípade kĺbových rotorov, spoločným kolísavým uložením celého rotora pri polotuhých rotoroch, alebo pružnosťou samotných listov a rotorovej hlavy pri prevných alebo bezkĺbových rotoroch.

Ako bolo vysvetlené v súvislosti s asymetriou vztľaku, mávanie vzniká aj automaticky ako prirodzená aerodynamická odozva na nerovnomerné obtekanie v doprednom lete: list na postupujúcej strane, kde je vyššia relatívna rýchlosť a tým aj vyšší vztlak, má prirodzenú tendenciu mávať nahor. Naopak, list na ustupujúcej strane, kde je nižšia relatívna rýchlosť a nižší vztlak, má tendenciu mávať nadol. Tento prirodzený aerodynamický mechanizmus mávania je zásadný, pretože automaticky pomáha vyrovnávať vztlak medzi postupujúcou a ustupujúcou stranou (zmenou lokálnych uhlov nábehu) a tým kompenzuje klonivý moment. [1]

Mávanie listov rotora teda plní dve neoddeliteľné a kľúčové funkcie: automaticky pomáha kompenzovať aerodynamickú asymetriu vztľaku vznikajúcu v doprednom lete a zároveň je to mechanizmus, ktorý umožňuje pilotovi prostredníctvom cyklického riadenia aktívne ovládať náklon roviny TPP a tým aj smer výsledného ťahu rotora a pohyb celého vrtuľníka.

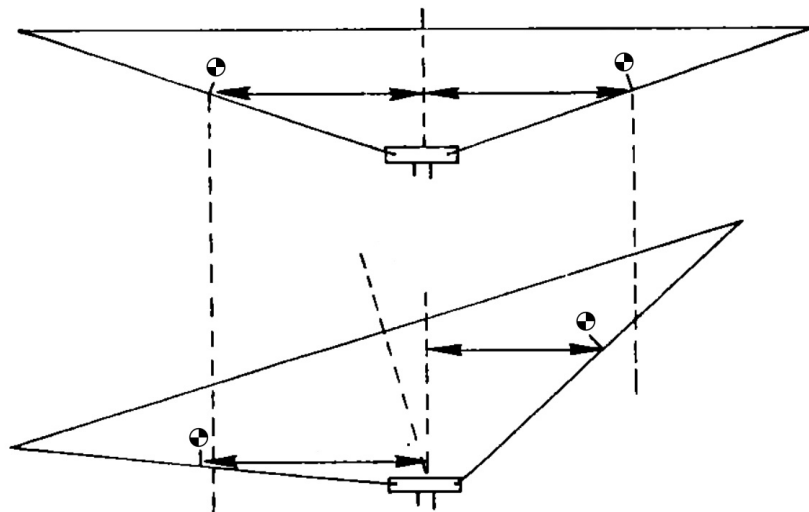
## 4.2.4 Kývavý pohyb

Popri mávaní a krídelkovaní vykonáva list nosného rotora počas otáčania ešte tretí dôležitý, aj keď menej zjavný, pohyb. Tento pohyb sa označuje ako kývanie (angl. Dragging alebo Lead-Lag) a odohráva sa priamo v rovine rotácie rotora.

Ide o pohyb listu striedavo dopredu a dozadu voči jeho priemernej uhlovej polohe, ktorá by zodpovedala konštantnej rýchlosti otáčania celého rotora. Inými slovami, list počas jednej otáčky mierne periodicky zrýchľuje (pohybuje sa dopredu – predbieha, lead) a následne spomaľuje (pohybuje sa mierne dozadu – zaostáva, lag) voči ostatným častiam rotujúceho systému. [1, 6]

Hlavnou príčinou vzniku tohto kývavého pohybu je fyzikálny princíp známy ako Coriolisov efekt, ktorý priamo súvisí so zákonom zachovania momentu hybnosti a neoddeliteľne sprevádza pohyb listu pri mávaní. Keď list vplyvom aerodynamických síl alebo riadiacich vstupov mávne nahor, jeho ťažisko sa mierne priblíži k osi otáčania rotora – zmenší sa vzdialenosť od osi rotácie  $r$  (obr. 14). Aby sa zachoval moment hybnosti listu (ktorý je približne úmerný  $mr^2\omega$ , kde  $m$  je hmotnosť,  $r$  vzdialenosť od osi rotácie a  $\omega$  uhlová rýchlosť), musí sa pri zmenšení polomeru jeho okamžitá uhlová rýchlosť mierne zvýšiť. To spôsobí, že list v rovine rotácie zrýchli (pohne sa v smere rotácie rotora). Naopak, keď list mávne nadol, jeho ťažisko sa od osi otáčania mierne vzdiali, čo pri zachovaní momentu hybnosti vedie k miernemu zníženiu jeho okamžitej uhlovej rýchlosti – list teda spomalí (pohne sa proti smeru rotácie). [1, 6]

Konštrukčne je tento kývavý pohyb umožnený rôznymi spôsobmi v závislosti od typu rotorovej hlavy. Pri plne kĺbových rotorových hlavách má každý list okrem mávacieho a krídelkovacieho čapu aj samostatný kývavý čap, ktorý mu explicitne tento pohyb dovoľuje. Pri tuhých (bezklbových) alebo polotuhých rotorových hlavách nie je fyzický kývavý čap prítomný, ale istá miera kývavého pohybu je umožnená pružnosťou samotného materiálu listu a konštrukcie rotorovej hlavy. [1]



Obr. 14: Zmena polohy ťažiska listu pri mávnutí nahor/nadol [6] (upravené)

## 4.3 Rotorové hlavy

Rotorová hlava predstavuje kľúčovú a konštrukčne mimoriadne zložitú časť nosného rotora vrtuľníka. Jej primárnou funkciou je mechanické spojenie jednotlivých rotorových listov s hlavným hriadelom rotora, ktorý prenáša točivý moment od pohonnej sústavy. Zároveň však rotorová hlava obsahuje alebo je priamo napojená na mechanizmy systému riadenia, ktoré umožňujú pilotovi ovládať uhol nastavenia listov rotora (kolektívne aj cyklicky), a tým riadiť smer celkového ťahu rotora, teda pohyb celého stroja. [1]

Z konštrukčného hľadiska musí rotorová hlava spĺňať extrémne náročné požiadavky na pevnosť a odolnosť. Jej najzákladnejšou statickou úlohou je preniesť celkovú vztlakovú silu generovanú všetkými listami rotora späť do trupu – na rotorovej hlave teda doslova „visí“ celá hmotnosť vrtuľníka počas letu. Okrem toho rotorová hlava prenáša aj obrovský krútiaci moment z hriadela na listy, aby ich udržala v rotácii proti celkovému aerodynamickému odporu. Súčasne musia jej komponenty (najmä puzdrá listov a samotný náboj) odolávať enormným odstredivým silám, ktoré ťahajú rotujúce listy smerom von od stredu rotácie. [1]

Pri horizontálnom lete a manévrovaní pôsobia na listy, a tým aj na rotorovú hlavu cyklicky sa meniace aerodynamické sily a momenty. V závislosti od konštrukčného typu rotorovej hlavy (najmä pri bezklbových) môžu byť cez korene listov do náboja prenášané aj veľmi veľké ohybové momenty. Keďže tieto sily a momenty pôsobia opakovane s každou otáčkou rotora (teda s frekvenciou rádovo niekoľko Hz), celá konštrukcia rotorovej hlavy musí vykazovať extrémne vysokú odolnosť voči únave materiálu. Musí byť navrhnutá tak, aby bezpečne vydržala milióny takýchto zaťažovacích cyklov počas svojej predpísanej životnosti. [1]

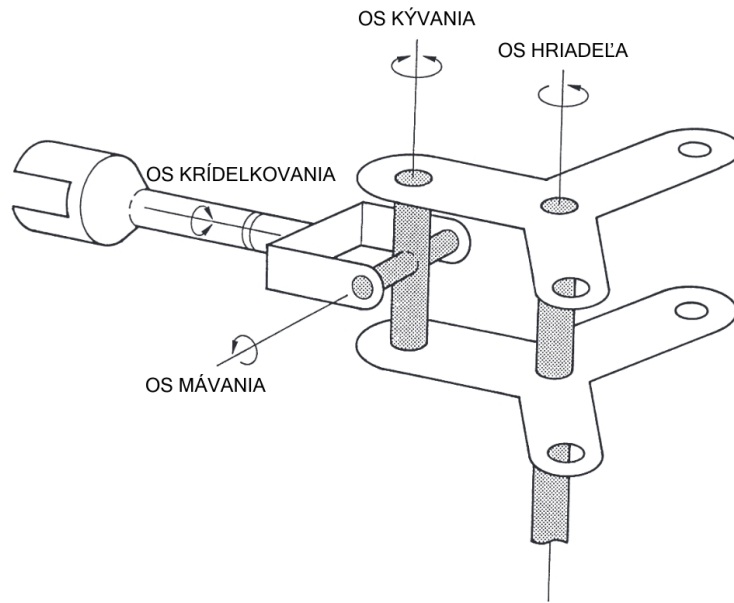
Rozlišujeme niekoľko typov rotorových hláv, ktoré sa primárne líšia tým, či obsahujú čapy dovoľujúce mávanie a kývanie jednotlivých listov rotora.

### 4.3.1 Klbová rotorová hlava

Klbová rotorová hlava (angl. Articulated Rotorhead) predstavuje jednu zo základných a historicky významných konštrukčných filozofií pre nosné rotory vrtuľníkov. Jej definujúcim znakom je, že každému pripojenému listu rotora poskytuje samostatné mechanické klby (čapy alebo ložiská), ktoré mu umožňujú vykonávať všetky tri typy pohybu: krídelkovanie (zmena uhla nastavenia listu), mávanie a kývanie. Jedno z možných usporiadaní týchto závesov je zobrazené na obrázku 15. [1]

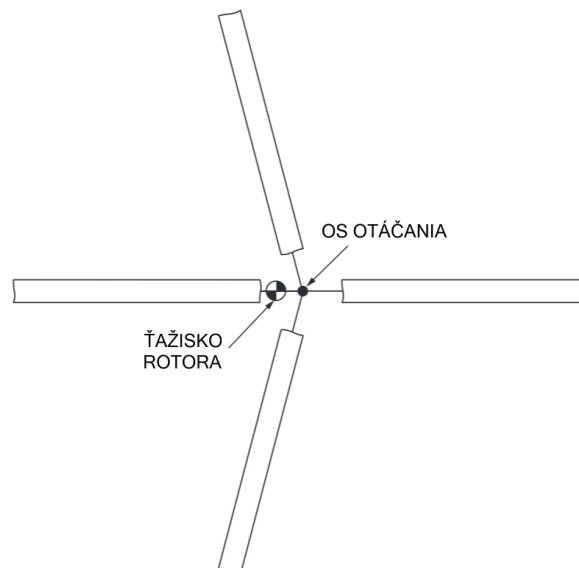
Hlavnou konštrukčnou výhodou klbovej rotorovej hlavy je, že rozsah pohybu týchto čapov (primárne mávavého a kývavého) dovoľuje listom rotora zaujať rovnovážnu polohu vo všetkých fázach letu, a tým sa na rotorovú hlavu neprenášajú žiadne ohybové momenty. Tým sa výrazne znižuje cyklické namáhanie komponentov rotorovej hlavy, ktoré súvisí s únavou materiálu, v porovnaní s bezklbovými (tuhými) rotorovými hlavami, kde musia ohybové momenty znášať priamo náboj a koreň listu.

Na druhej strane, prítomnosť týchto mechanických klbov robí z klbovej rotorovej hlavy mechanicky najkomplexnejší, typicky najťažší a na údržbu najnáročnejší typ rotorovej hlavy. Oproti ostatným typom obsahuje ložiská, ktoré podliehajú opotrebeniu a vyžadujú pravidelnú kontrolu, mazanie a prípadnú výmenu.



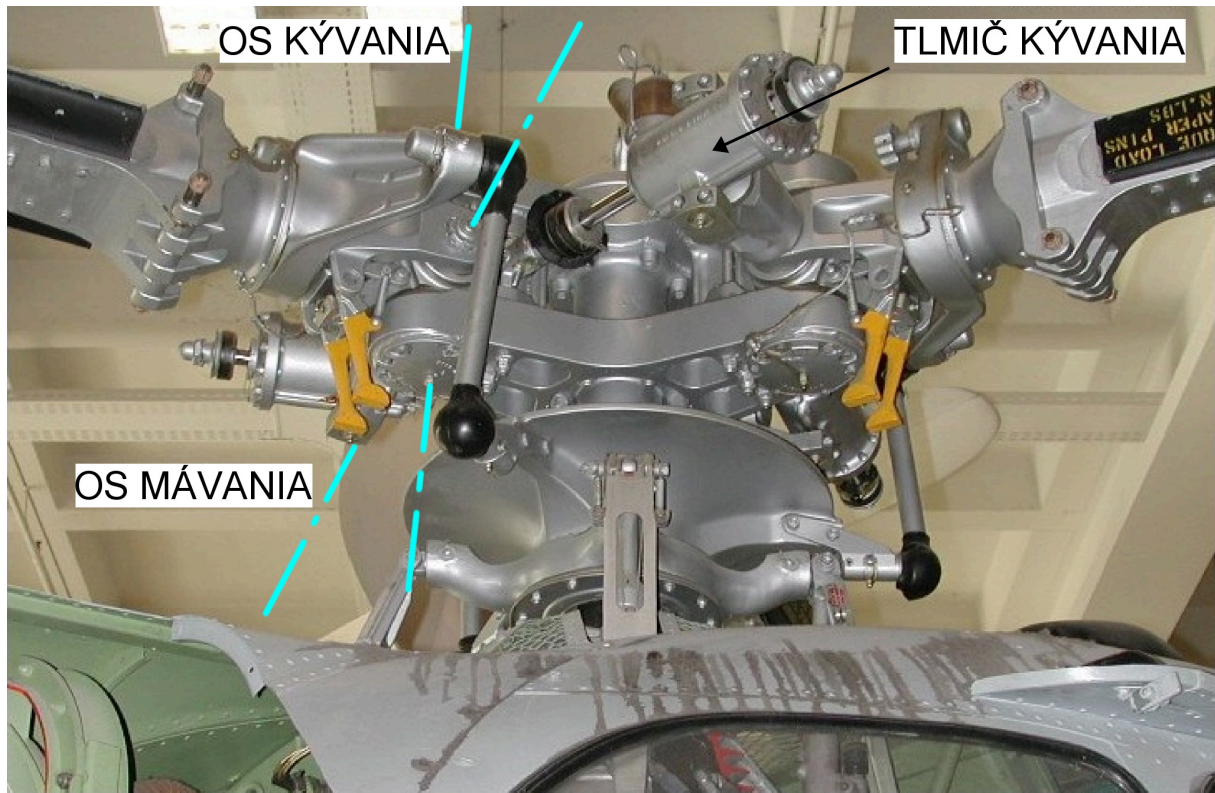
Obr. 15: Schéma kľbovej hlavy [1] (upravené)

Ďalším problémom, ktorý môže nastať pri prevádzke vrtulníkov s kľbovými rotorovými hlavami, je pozemná rezonancia (angl. Ground Resonance). Ako už názov napovedá, ide o problém, ktorý sa vyskytuje výhradne vtedy, keď je vrtulník v kontakte so zemou – najmä pri štartovaní motora. Za normálnych okolností sú listy rotora v rovine otáčania rozložené viac-menej symetricky. Niekedy sa však môže stať (napr. pri státi v kopci), že listy sa vďaka kývavým závesom dostanú mimo vzájomnej fázovej synchronizácie, ako je to zobrazené na obrázku 16. Toto spôsobuje vychýlenie ťažiska rotora od osi rotácie, a táto excentricita potom rozkmitáva celý drak vrtulníka. Najvýznamnejší je tento efekt pri vrtulníkoch s kolesovým podvozkom. [1, 6]



Obr. 16: Posunutie ťažiska rotora mimo osi rotácie vplyvom nesymetrického rozloženia listov [1] (upravené)

Kľúčovým prvkom pre elimináciu pozemnej rezonancie sú práve tlmiče kývania (obr. 17), ktoré sú neoddeliteľnou súčasťou kĺbových rotorových hláv. Tie zabráňujú vzniku nerovnováhy v rozložení listov a nedovoľujú, aby sa prípadné malé kmity rozvinuli do nebezpečných rezonančných amplitúd. [1]

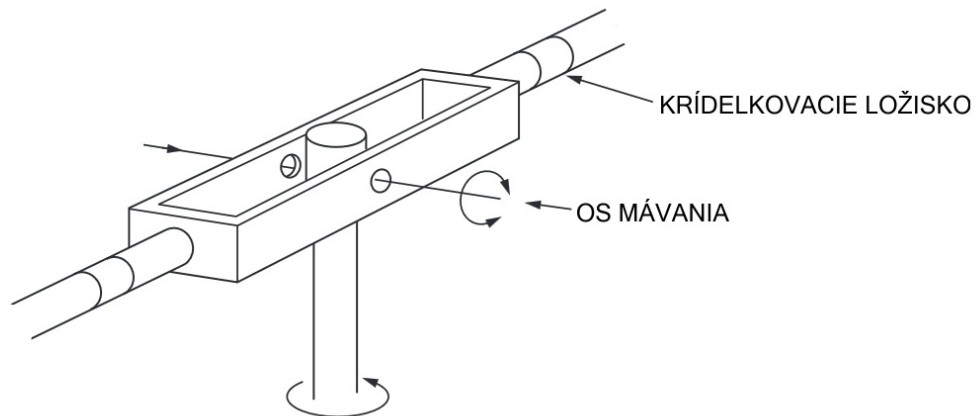


Obr. 17: Kĺbová rotorová hlava vrtuľníka Sikorsky H-19 [9] (upravené)

#### 4.3.2 Polotuhá rotorová hlava

Ďalším, veľmi rozšíreným, konštrukčným typom rotorovej hlavy, najmä pri ľahších vrtuľníkoch, je polotuhá rotorová hlava, často označovaná anglickým termínom Teetering rotorhead. Jej použitie je takmer výhradne obmedzené na vrtuľníky s dvojlistým nosným rotorom. Od plne kĺbovej hlavy sa líši v niekoľkých zásadných aspektoch. Predovšetkým neobsahuje závesy umožňujúce kývavý pohyb, pretože pri tomto type hlavy nedochádza k približovaniu/vzdialovaniu ťažísk listov od osi rotácie. Z toho priamo vyplýva, že konštrukcia nepotrebuje komplexné tlmiče kývania, čo prispieva k jej mechanickej jednoduchosťi. Zásadne odlišná je aj realizácia mávavého pohybu. [1]

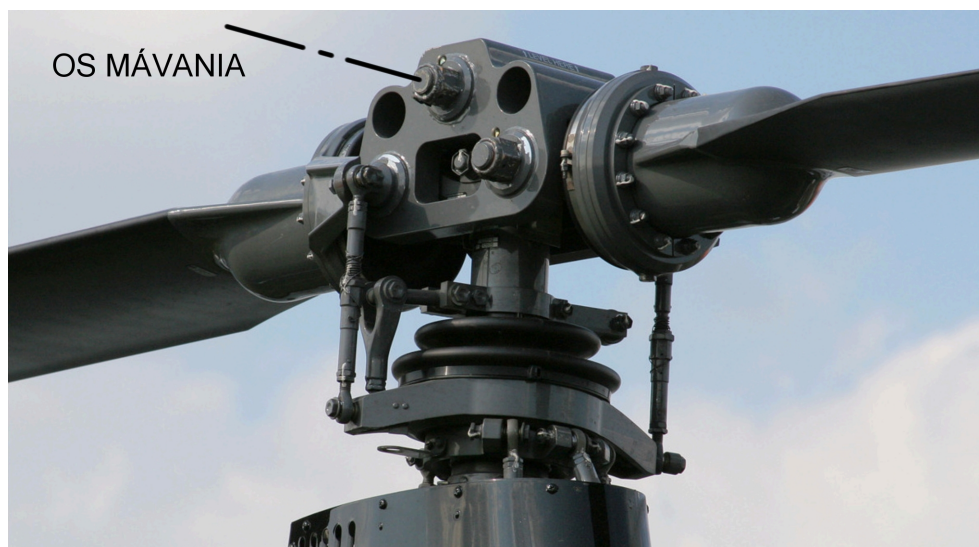
Konštrukcia polotuhej rotorovej hlavy je založená na centrálnom náboji alebo nosníku, ku ktorému sú pevne pripojené puzdrá oboch rotorových listov (obr. 18). Tento centrálny člen však nie je pevne spojený s hlavným hriadelom rotora, ale je k nemu pripevnený prostredníctvom „kolískového“ čapu (angl. Teetering Hinge). Toto kĺbové spojenie umožňuje celej zostave kolísať sa okolo tohto čapu – podobne ako detská hojdačka. [1]



Obr. 18: Schéma polotuhej rotorovej hlavy [1]

Spomínaný kolísavý pohyb nahrádza funkciu individuálnych mávacích čapov známych z kĺbových hláv. Umožňuje teda listom mávať, ale deje sa to synchronne a protichodne: keď sa jeden list pohne nahor, druhý list na opačnej strane sa musí pohnúť o rovnakú výchylku nadol.

Hlavnými výhodami tejto konštrukcie sú relatívna mechanická jednoduchosť, nižšia hmotnosť a jednoduchšia údržba v porovnaní s plne kĺbovou hlavou. Práve pre tieto vlastnosti je veľmi populárna u mnohých ľahkých a výcvikových vrtuľníkov.



Obr. 19: Polotuhá rotorová hlava vrtuľníka Robinson R-22 Beta II [9] (upravené)

### 4.3.3 Tuhá rotorová hlava

Posledným z hlavných a v súčasnosti veľmi rozšírených konštrukčných riešení je bezkĺbová, často označovaná aj ako tuhá rotorová hlava (angl. Hingeless Rotorhead alebo Rigid Rotorhead). Názov „tuhá“ je však trochu zavádzajúci, pretože kľúčom k funkcii tohto systému nie je absolútna tuhosť, ale naopak pružnosť jeho komponentov. Tento typ konštrukcie

neobsahuje samostatné mechanické čapy pre mávavý a kývavý pohyb listov, ako je to pri plne kĺbových hlavách. [1]

Namiesto mechanických kĺbov sú tieto pohyby listov zabezpečené elasticitou materiálu, z ktorého sú vyrobené samotné listy (najmä ich koreňové časti). Tieto komponenty sú navrhnuté tak, aby sa dokázali bezpečne a opakovane ohýbať v smere mávania a kývania, podobne ako by to robili mechanické čapy. Čo sa týka zmeny uhla nastavenia listov, väčšina bezkĺbových hláv si stále zachováva mechanizmus umožňujúci otáčanie listu okolo jeho pozdĺžnej osi. Toto je najčastejšie realizované pomocou valivých ložísk alebo čoraz častejšie pomocou elastomérických ložísk, ktoré vyžadujú minimálnu údržbu. [1]

Hlavnou výhodou bezkĺbových rotorových hláv je ich rýchla odozva na riadiace vstupy od pilota, na rozdiel od kĺbových hláv, kde sú tieto pohyby do istej miery tlmené vďaka prítomnosti kĺbov. Ďalšou výhodou je mechanická jednoduchosť v zmysle menšieho počtu dielov a s tým spojená nižšia potreba údržby.

Na druhej strane, práve absencia kĺbov znamená, že sa na rotorovú hlavu a hlavný hriadeľ prenášajú veľké ohybové momenty vznikajúce pri mávaní a kývaní listov. Z tohto dôvodu musia byť tieto komponenty mimoriadne robustné a pevné. Keďže tieto momenty a sily majú vysoko cyklický charakter, zásadnou požiadavkou na materiály je extrémne vysoká únavová životnosť.



Obr. 20: Bezklbová rotorová hlava vrtulníka Eurocopter EC135 [9]

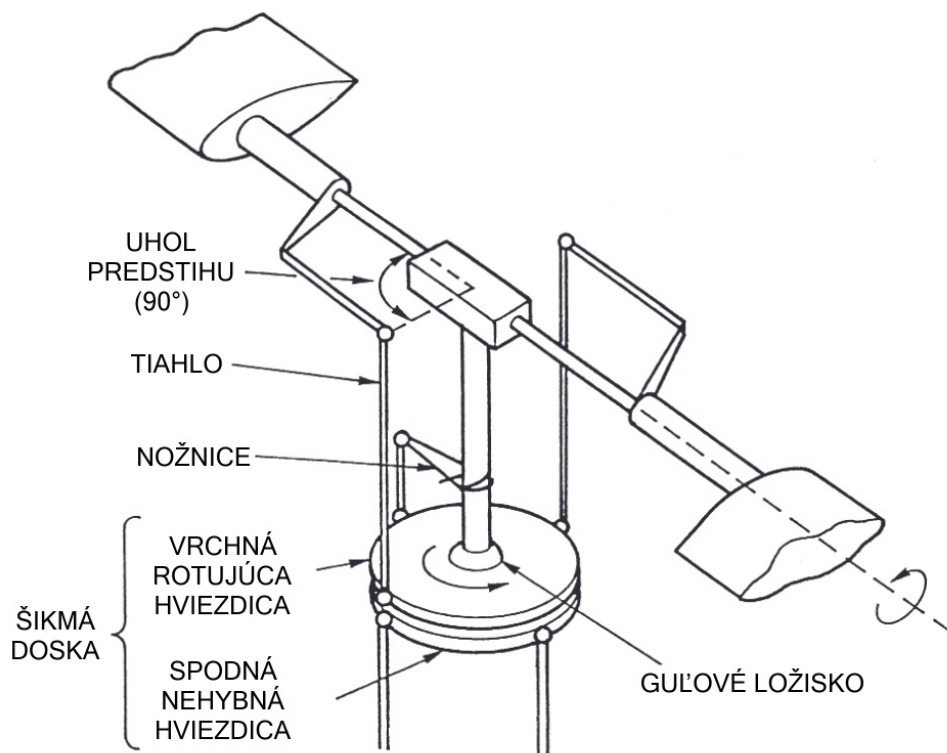
## 4.4 Ovládanie nosného rotora

Vrtulník je unikátny svojou schopnosťou nielen lietať dopredu podobne ako lietadlo s pevnými krídlami, ale aj visieť nehybne na mieste, stúpať a klesať vertikálne, či pohybovať sa do strán a dozadu. Aby pilot mohol tieto komplexné manévry vykonávať bezpečne a efektívne, musí mať plnú kontrolu nad strojom vo všetkých osiach jeho pohybu. Táto ovládateľnosť je dosahovaná prostredníctvom sofistikovaného systému riadenia aerodynamických síl, ktoré generuje nosný rotor.

Kľúčom k tomuto riadeniu je schopnosť meniť uhol nastavenia jednotlivých listov rotora, a tým priamo ovplyvňovať veľkosť a smer vztlakovej sily, ktorú produkujú. Systém riadenia nosného rotora vrtulníka využíva dva základné princípy zmeny uhla nastavenia listov, ktoré pilot ovláda riadiacimi prvkami v kokpite. Prvým je kolektívne riadenie (angl. Collective Control). Pilot, pohybom páky kolektívu (zvyčajne po jeho ľavej ruke), mení uhol nastavenia všetkých listov rotora naraz o rovnakú hodnotu. Týmto spôsobom je možné meniť celkovú veľkosť ťahu rotora a vďaka tomu vertikálne stúpať, resp. klesať. Druhým základným princípom je cyklické riadenie (angl. Cyclic Control). Pilot pohybom páky cyklicky, ktorá sa obvykle nachádza medzi jeho nohami, ovláda mechanizmus, ktorý mení uhol nastavenia každého listu individuálne a periodicky (cyklicky) počas každej otáčky rotora. Veľkosť zmeny uhla nastavenia potom pre daný list závisí od jeho okamžitej azimutálnej polohy  $\Psi$ . Týmto spôsobom pilot ovláda sklon roviny opisovanej koncami listov (Tip Path Plane) a teda smer výsledného vektora ťahu rotora. Cyklické riadenie tak primárne slúži na ovládanie náklonu vrtulníka a jeho pohybu v horizontálnej rovine – teda letu dopredu, dozadu a do strán. [1, 7, 6]

#### 4.4.1 Šikmá doska

Najpoužívanejším systémom, ktorý premieňa pokyny pilota na precízne pohyby rotorových listov, je mechanizmus známy ako šikmá doska, často označovaný anglickým termínom Swashplate. Toto zariadenie je kľúčovým prvkom, ktorý umožňuje prenos riadiacich vstupov z pevnej, nerotujúcej časti draku vrtulníka na rotujúce listy hlavného rotora. Hlavné časti tohto mechanizmu sú potom zobrazené na obrázku 21. [1, 7, 6]



Obr. 21: Šikmá doska [1] (upravené)

Samotná šikmá doska je typicky zložená z dvoch hviezdíc (dosiek), ktoré sú vzájomne prepojené veľkým axiálnym ložiskom. Spodná hviezdica je stacionárna – neotáča sa spolu s hriadelom rotora. Je však upevnená na mechanizme (často využívajúcom guľové ložisko), ktorý jej umožňuje posúvať sa vertikálne pozdĺž osi hlavného hriadeľa, a zároveň sa naklápať v ľubovoľnom smere voči tejto osi. Práve k tejto pevnej spodnej časti sú pripojené tiahla prichádzajúce od servomechanizmov, ktoré reagujú na pohyby riadiacich pák pilota v kokpíte (páky kolektívneho a cyklického riadenia). Horná hviezdica je spojená so spodnou cez spomínané axiálne ložisko, ktoré jej umožňuje voľne sa otáčať. Táto horná doska je pevne spojená s rotujúcim hriadelom alebo nábojom rotora pomocou nožnicového mechanizmu, ktorého primárnym účelom je prenášať rotáciu hriadeľa na šikmú dosku, takže sa otáča presne tou istou rýchlosťou ako hlavný rotor. Podobný nožnicový mechanizmus môžeme nájsť aj na spodnej nehybnej doske, ktorý zabraňuje pootočeniu dosky v osi hriadeľa. K rotujúcej hviezdici sú pripojené ovládacie tiahla, ktoré vedú k pákam na jednotlivých puzdrách rotorových listov a priamo ovládajú ich uhol nastavenia (krídelkovanie). Vďaka ložiskovému spojeniu oboch častí šikmej dosky sa akýkoľvek vertikálny posun alebo náklon spodnej, nerotujúcej časti okamžite prenáša aj na hornú, rotujúcu časť, ktorá potom tento pohyb prevedie na zmenu uhla nastavenia listov. [1, 6]

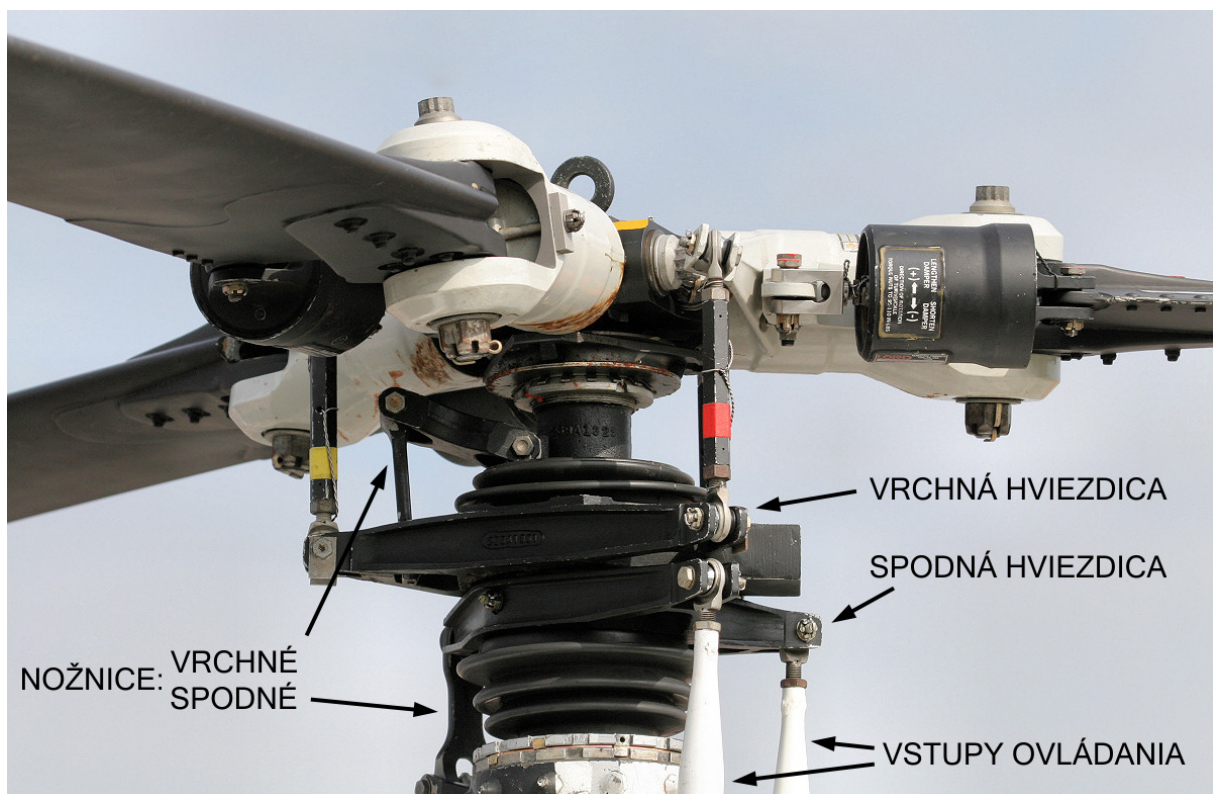
Spôsob, akým pilotove príkazy ovplyvňujú šikmú dosku, je nasledovný: odozva na kolektívne riadenie (pohyb pákou kolektívu hore/dole) spôsobí vertikálny posun celej zostavy šikmej dosky (oboch hviezdíc spoločne) po osi hriadeľa smerom nahor alebo nadol. Tým sa pomocou tiahel rovnomerne zvýši alebo zníži uhol nastavenia všetkých listov súčasne. Na druhej strane, vstup od cyklického riadenia (pohyb pákou cyklicky dopredu/dozadu/do strán) spôsobí naklonenie celého mechanizmu v zodpovedajúcom smere. Tento náklon potom vedie k periodickej zmene uhla nastavenia jednotlivých listov počas ich obehu. Dôležité je, že tieto dva vstupy sú navzájom nezávislé – ak pilot nakloní šikmú dosku napríklad dopredu pomocou páky cyklického riadenia, následný pohyb pákou kolektívu nahor len posunie už naklonenú šikmú dosku vyššie, ale nezmení jej uhol náklonu. Toto je umožnené vďaka ďalšiemu mechanizmu, ktorý sa zvyčajne označuje ako zmiešavacia jednotka (angl. Mixer). [1, 6]

Zaujímavým a dôležitým aspektom cyklického riadenia je vzťah medzi tým, kde (v akej polohe  $\Psi$ ) sa bude nachádzať list s najväčším, resp. najmenším uhlom nastavenia a akým smerom stroj poletí. Intuitívne by sa mohlo zdať, že ak chce pilot letieť vpred, mala by sa šikmá doska nakloniť tak, aby listy rotora mali najnižší uhol nastavenia tiež vpred ( $\Psi \approx 180^\circ$ ), resp. najvyšší vzadu. V skutočnosti to tak nie je a medzi riadiacim vstupom (náklonom šikmej dosky a následnou zmenou uhla nastavenia listov) a výslednou odozvou rotora existuje fázový posun (angl. Phase Lag), ktorý je typicky blízky hodnote  $90^\circ$ . [1, 7, 6]

Tento fázový posun je spôsobený hlavne dvomi efektmi. Prvým z nich je gyroskopická precesia, ktorá popisuje správanie rotujúcich telies. Ak na rotujúce teleso pôsobí vonkajší moment sily snažiaci sa zmeniť orientáciu jeho osi rotácie, samotná zmena orientácie sa prejaví až o  $90^\circ$  neskôr v smere rotácie, než kde moment pôsobil. Tento jav sa dá jednoducho dokázať pomocou druhého Newtonovho zákona. Hoci gyroskopické efekty v rotore nepochybne existujú, presnejšie vysvetlenie fázového posunu v kontexte riadenia vychádza skôr z dynamiky mávavého pohybu listov. Ako bolo spomenuté v kapitole 4.2.3, výsledný smer vektoru ťahu nosného rotora je zhodný (veľmi podobný) normálovému vektoru roviny, ktorú opisujú špičky listov počas rotácie (TPP). Vplyvom zotrvačnosti listov sa ale najvyššia, resp. najnižšia výchylka listu pri mávaní prejaví až o  $90^\circ$  neskôr v smere rotácie

rotoru, než kde bol maximálny (minimálny) uhol nastavenia, ktorý toto mávnutie vyvolal. [1, 6]

Z praktického hľadiska to znamená, že mechanizmus šikmej dosky musí byť navrhnutý tak, aby tento fázový posun ( $\approx 90^\circ$ ) kompenzoval. Tento problém býva konštrukčne vyriešený uhlovým posunutím medzi miestom, kde je tiahlo upevnené na vrchnej časti šikmej dosky a listom, ktorého uhol nastavenia ovláda. Tento uhol sa nazýva uhol predstihu, a v prípade vrtulníka s dvojlistým rotorom na obrázku 21 je rovný hodnote  $90^\circ$ . Ak teda pilot zatlačí na páku cyklicky vpred (s cieľom letieť dopredu), systém v skutočnosti nakloní šikmú dosku tak, aby bol minimálny uhol nastavenia listu dosiahnutý na pravej strane rotora ( $\Psi \approx 90^\circ$  pre rotory so zmyslom otáčania proti smeru hodinových ručičiek), čo následne vyvolá maximálne mávnutie listu smerom nadol vpredu ( $\Psi \approx 180^\circ$ ), resp. smerom nahor pre  $\Psi \approx 0^\circ$  a tým požadovaný náklon TPP a dopredný ťah. [1, 6]



Obr. 22: Šikmá doska na vrtulníku Schweizer 300C [9] (upravené)

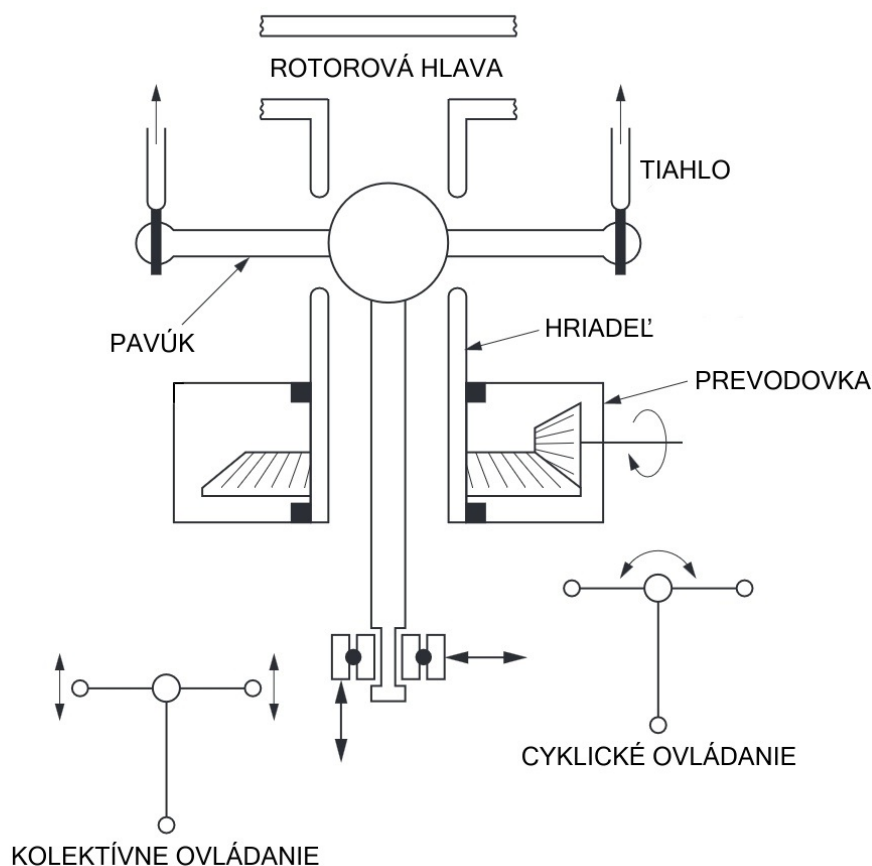
#### 4.4.2 Pavúk

Hoci je šikmá doska najrozšírenejším spôsobom prenosu riadiacich povelov pilota na listy hlavného rotora, existujú aj alternatívne konštrukčné riešenia. Jedným z nich je systém niekedy označovaný ako „pavúk“ (angl. Spider), ktorý sa od šikmej dosky líši najmä svojím umiestnením a spôsobom fungovania. [1]

Charakteristickým znakom mechanizmu typu pavúk je, že jeho hlavná časť je často integrovaná a ukrytá vo vnútri dutého hriadeľa nosného rotora. Základom tohto systému je centrálna časť, ktorá je uložená prostredníctvom sférickej väzby. Toto uloženie umožňuje centrálnej časti naklápať sa voči osi hriadeľa a zároveň jej dovoľuje otáčať sa spolu s hlavným hriadelom a rotorom. Z tejto centrálnej časti potom vychádzajú jednotlivé ramená

pavúka. Na koncoch týchto ramien sú pripojené ovládacie tiahla, ktoré sú ďalej spojené s pákami ovládania uhla nastavenia jednotlivých rotorových listov. [1]

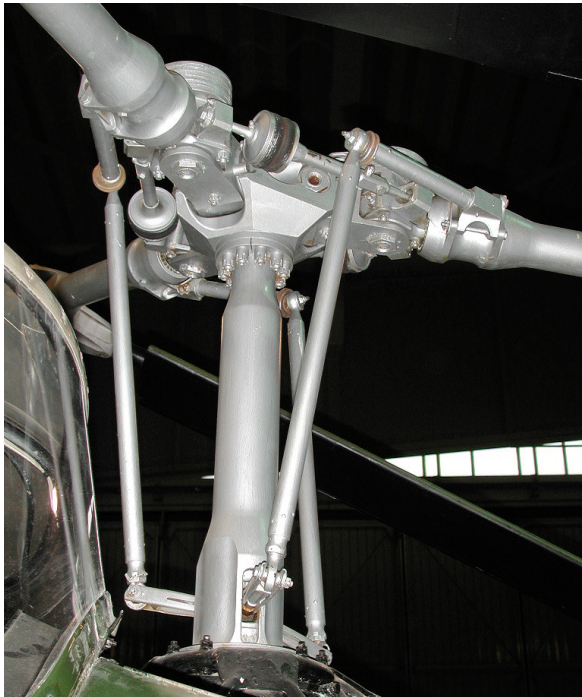
Konštrukčné prevedenie sa môže líšiť v spôsobe, akým ramená pavúka opúšťajú vnútorný priestor hriadeľa. V niektorých dizajnoch tieto prvky prechádzajú cez špeciálne otvory alebo štrbiny v stene rotujúceho hriadeľa (obr. 23 a 24). Alternatívnym a elegantnejším riešením, typickým napríklad pre vrtuľníky spoločnosti Enstrom, je umiestnenie mechanizmu pavúka tak, že jeho ramená alebo tiahla vychádzajú až z vrchnej časti hlavného hriadeľa, resp. rotorovej hlavy (obr. 25). Toto usporiadanie minimalizuje počet vonkajších pohyblivých častí v prúde vzduchu, čo má pozitívny vplyv na zníženie celkového aerodynamického odporu rotorovej hlavy. [1]



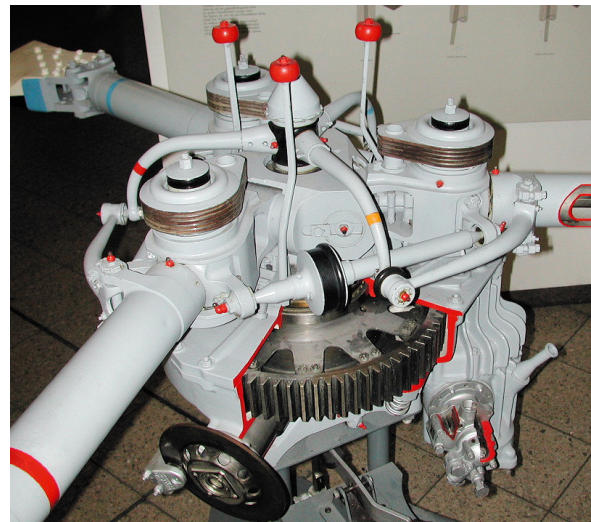
Obr. 23: Pavúk [1] (upravené)

Ovládanie rotora pomocou mechanizmu pavúk funguje na podobných princípoch ako pri šikmej doske. Cyklické riadenie je zabezpečené naklápaním celej zostavy pavúka okolo jeho centrálného sférického uloženia. Tento náklon je vyvolaný pohybom riadiacich tyčí obvykle umiestnených až pod prevodovkou, ktoré reagujú na pohyby páky cyklíky v kokpíte. Naklonený pavúk potom počas rotácie periodicky mení polohu tiahel a tým aj uhol nastavenia listov v závislosti od azimutu. Kolektívne riadenie je zas zabezpečené vertikálnym posúvaním celej zostavy pavúka (jeho centrálnych častí aj s ramenami) smerom nahor alebo nadol v rámci dutiny hlavného hriadeľa. Tento posun, riadený pákou kolektívu, mení základnú polohu všetkých tiahel a tým súčasne zvyšuje alebo znižuje uhol nastavenia všetkých listov rotora naraz. [1]

Rovnako ako pri systéme so šikmou doskou, aj pri mechanizme typu pavúk platí, že medzi riadiacim vstupom (zmenou uhla nastavenia listov) a výslednou aerodynamickou odozvou rotora (nákonom roviny opisovanej koncami listov) existuje fázový posun približne  $90^\circ$ . Preto musí byť celý riadiaci systém, vrátane geometrie ramien pavúka a pripojenia tiahel, skonštruovaný s príslušným uhlom predstihu, ktorý tento fázový posun kompenzuje.



Obr. 24: Ovládacie tiahla vychádzajúce z hriadela; stroj Saunders-Roe Skeeter [9]



Obr. 25: Ovládacie tiahla nad rotorovou hlavou; stroj Bristol Sycamore [9]

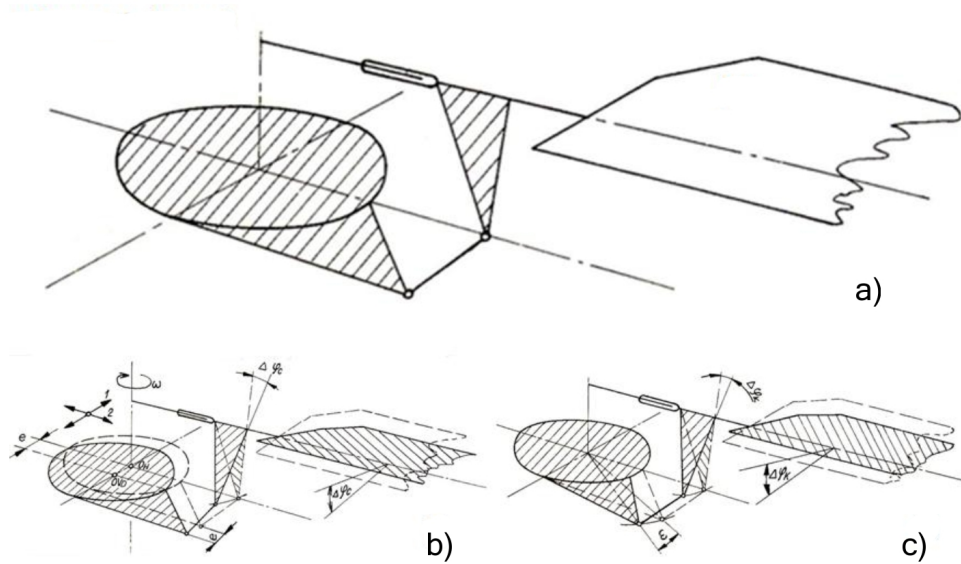
#### 4.4.3 Výstredníková doska

Popri bežnejších systémoch, ako je šikmá doska alebo mechanizmus typu pavúk, existujú aj iné, menej konvenčné konštrukčné riešenia pre riadenie nosného rotora vrtuľníka, ktoré si zaslúžia zmienku. Jedným z takýchto prístupov je mechanizmus vyvinutý československým konštruktérom Ing. Jaroslavom Šlechtom v povojnovom období. Tento systém riadenia bol použitý na niekoľkých experimentálnych vrtuľníkoch, ktorých autorom bol práve Ing. Šlechta (napríklad stroje HC-2, HC-102 alebo HC-3). [10]

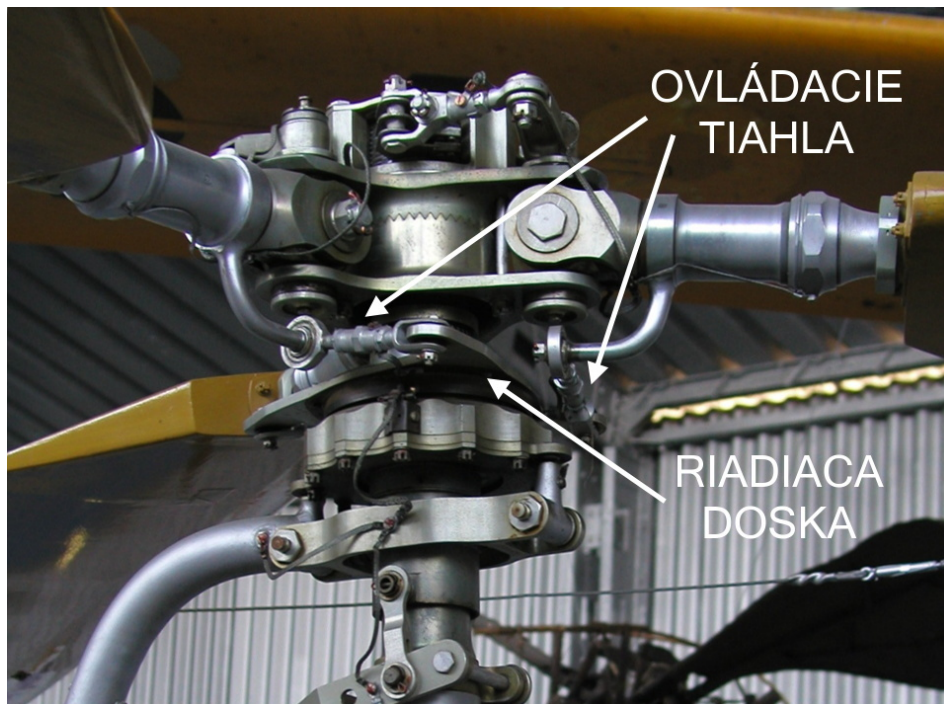
Na rozdiel od naklápania a vertikálneho posuvu šikmej dosky, Šlechtov mechanizmus využíval iné princípy na dosiahnutie kolektívnej a cyklickej zmeny uhla nastavenia listov. Cyklická zmena uhla nastavenia bola realizovaná prostredníctvom excentrického posunutia riadiacej dosky v horizontálnej rovine voči osi hlavného hriadela rotora (obr. 26 b). Predstavte si dosku, ktorá sa môže pohybovať do strán, dopredu a dozadu, ale nenaklápa sa. Keď sa táto doska vysunie z centrálnej polohy napríklad dopredu, vzdialenosť jej okraja od koreňov jednotlivých listov sa počas rotácie mení. Pomocou tiahel a pák sa potom táto zmena vzdialenosti prenáša na periodickú zmenu uhla nastavenia listu v závislosti od jeho azimutálnej polohy  $\Psi$ . Smer a veľkosť horizontálneho vysunutia dosky,

ovládané pilotom pomocou páky cyklicky, tak priamo určovali amplitúdu a fázu cyklickej zmeny uhla nastavenia. [10]

Kolektívna zmena uhla nastavenia listov bola pri tomto mechanizme zabezpečená iným, rovnako nekonvenčným spôsobom – natočením tejto riadiacej dosky okolo jej zvislej osi o určitý uhol. Toto pootočenie viedlo k súčasnému a rovnakému zvýšeniu alebo zníženiu uhla nastavenia všetkých listov naraz, čím sa menil celkový vztlak rotora a riadil vertikálny pohyb vrtuľníka (obr. 26 c). [10]



Obr. 26: Schéma výstredníkovej dosky [10] (upravené)



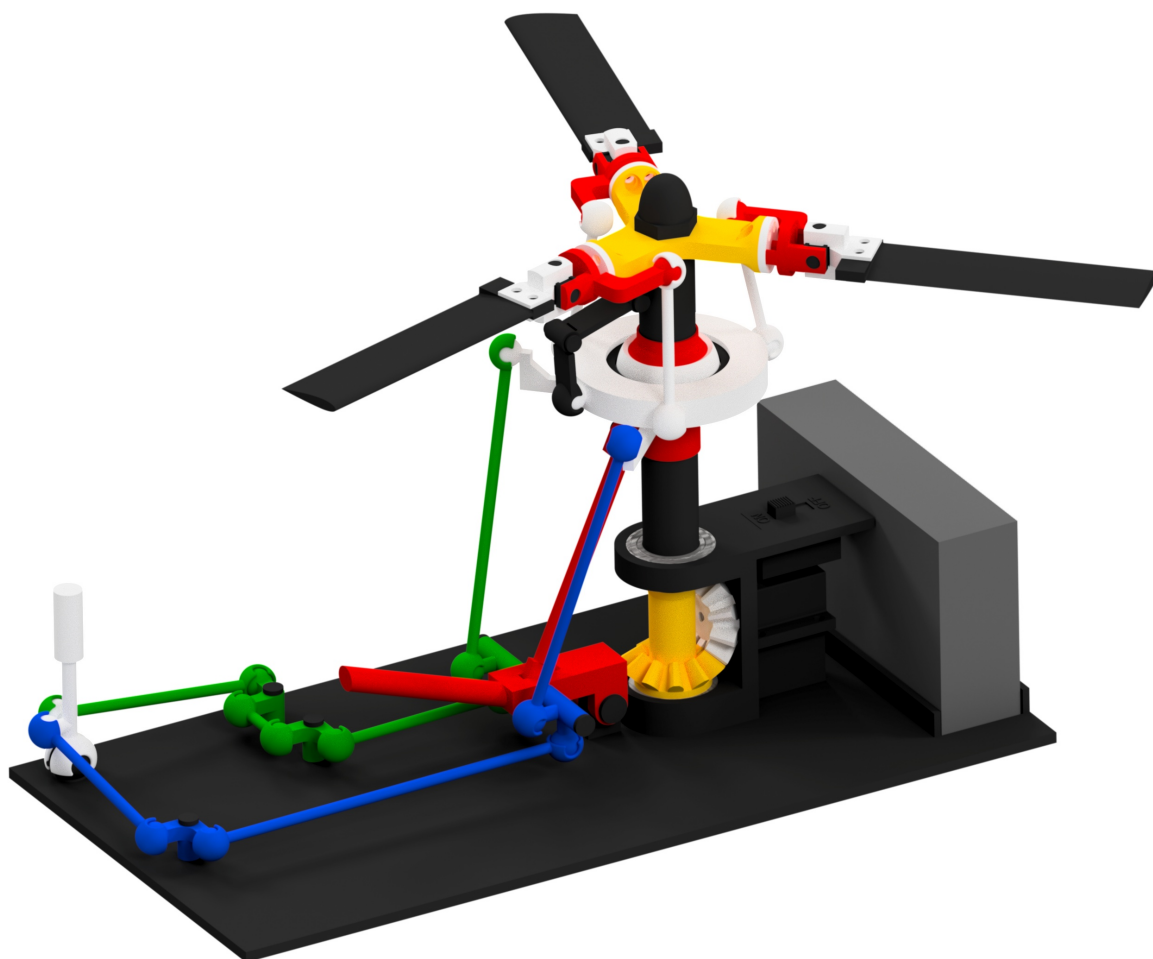
Obr. 27: Ovládací mechanismus československého vrtuľníka HC-102 [11] (upravené)

## 5 Vlastná konštrukcia ovládania nosného rotora

Táto kapitola sa zameriava na hlavný cieľ záverečnej práce – konštrukciu funkčného 3D modelu ovládania nosného rotora vo vybranom CAD softvéri a jeho následnú realizáciu pomocou technológie 3D tlače. Je dôležité zdôrazniť, že zámerom nebolo vytvoriť presnú repliku žiadneho konkrétneho existujúceho typu vrtuľníka. Model bol navrhnutý predovšetkým ako demonštračná pomôcka, ktorej účelom je názorne ilustrovať základné princípy a kinematiku fungovania systému ovládania nosného rotora.

Pre proces modelovania bol zvolený softvér Autodesk Inventor, predovšetkým preto, lebo je k dispozícii školská licencia a súčasne jeho funkcionality plne postačuje pre návrh takejto kinematickej zostavy.

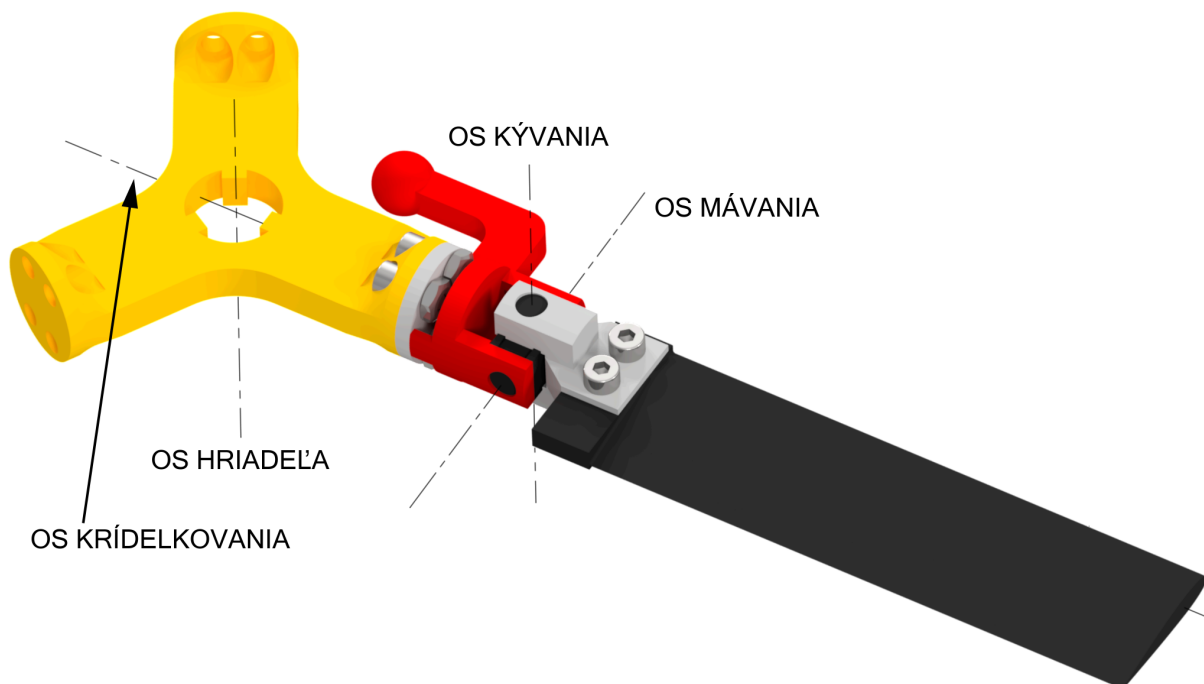
Na obrázku 28 je prezentovaný finálny model, ktorého jednotlivé súčasti budú detailnejšie popísané v nasledujúcom texte.



Obr. 28: Render zostavy

## 5.1 Rotorová hlava

Na základe konzultácií s vedúcim práce padla voľba na konštrukciu kľbovej rotorovej hlavy. Toto rozhodnutie bolo motivované predovšetkým skutočnosťou, že takýto typ hlavy umožňuje listom rotora realizovať všetky tri základné pohyby: krídelkovanie, mávanie a kývanie, čo predstavuje významný prínos pre využitie modelu vo výuke. Pri návrhu sa naskytla voľnosť aj v otázke počtu listov nosného rotora. Finálne rozhodnutie padlo na trojlistú konfiguráciu rotora, a to z hlavných dôvodov: snahou odlišiť sa od takmer výhradne dvojlistých polotuhých rotorových hláv a súčasne minimalizovať celkový počet komponentov modelu.



Obr. 29: Zavesenie listu na rotorovej hlave

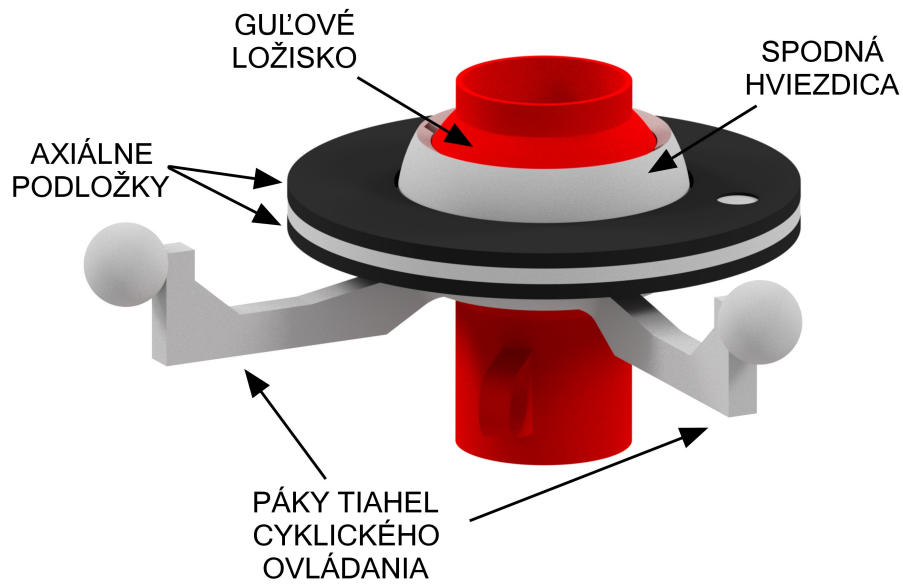
## 5.2 Mechanizmus ovládania

Požadovaná zmena uhla nastavenia jednotlivých listov je realizovaná prostredníctvom šikmej dosky. Pre tento mechanizmus sme sa rozhodli najmä z dôvodu jeho konštrukčnej jednoduchosti v porovnaní s inými metódami ovládania, ako aj pre jeho dominantné postavenie v reálnych aplikáciách.

Srdcom mechanizmu je centrálny člen, plniaci funkciu sférickej väzby (guľového ložiska), ku ktorému je pripojené tiahlo od páky kolektívneho ovládania. Zabezpečenie kolektívnej zmeny uhla nastavenia listov je dosiahnuté axiálnym posuvom tejto komponenty po hriadeľi smerom nahor a nadol.

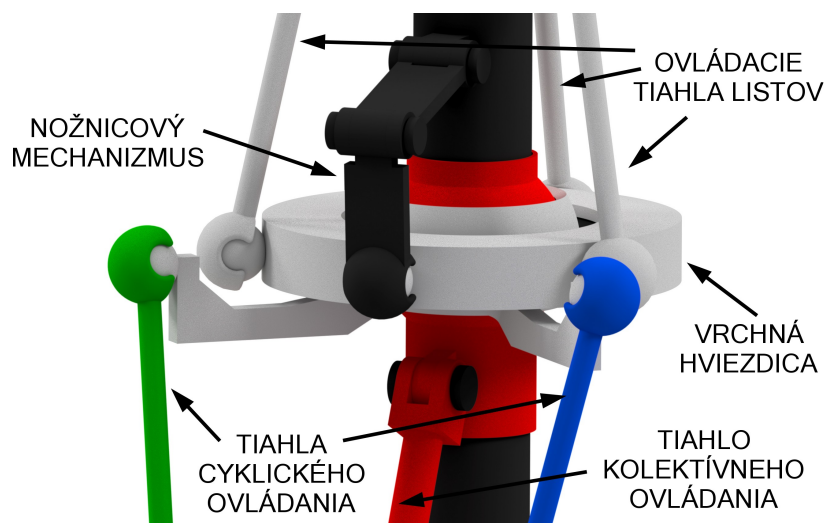
Na guľovom ložisku spočíva spodná hviezdička šikmej dosky, ktorá je, s ohľadom na zmontovateľnosť, rozdelená na dve časti a následne zlepená. Rotácii dosky okolo osi hriadeľa bránia dva výstupky na guľovom ložisku, zapadajúce do drážok na vnútornej ploche dosky (na reálnych strojoch je to zabezpečené spodným nožnicovým mechanizmom).

Spodná hviezdica je ďalej osadená dvoma pákami, zakončenými sférickými väzbami pre pripojenie tiahel cyklického ovládania.



Obr. 30: Guľové ložisko a spodná hviezdica šikmej dosky

K spodnej hviezdici prilieha vrchná, rotujúca hviezdica, pričom tieto dva komponenty spoločne utvárajú funkčný celok šikmej dosky. Aj táto časť je, z výrobných dôvodov, zhotovená z dvoch dielov. Medzi obe dosky sú vložené dve axiálne klzné podložky s PTFE<sup>1</sup> povlakom, ktorých úlohou je znížiť trenie pri vzájomnom otáčaní. Vrchná hviezdica nesie celkovo štyri sférické väzby; tri sú určené na pripojenie tiahel ovládajúcich uhol nastavenia listov a štvrtá slúži na pripojenie nožnicového mechanizmu, ktorý prenáša rotáciu hriadeľa na túto dosku.

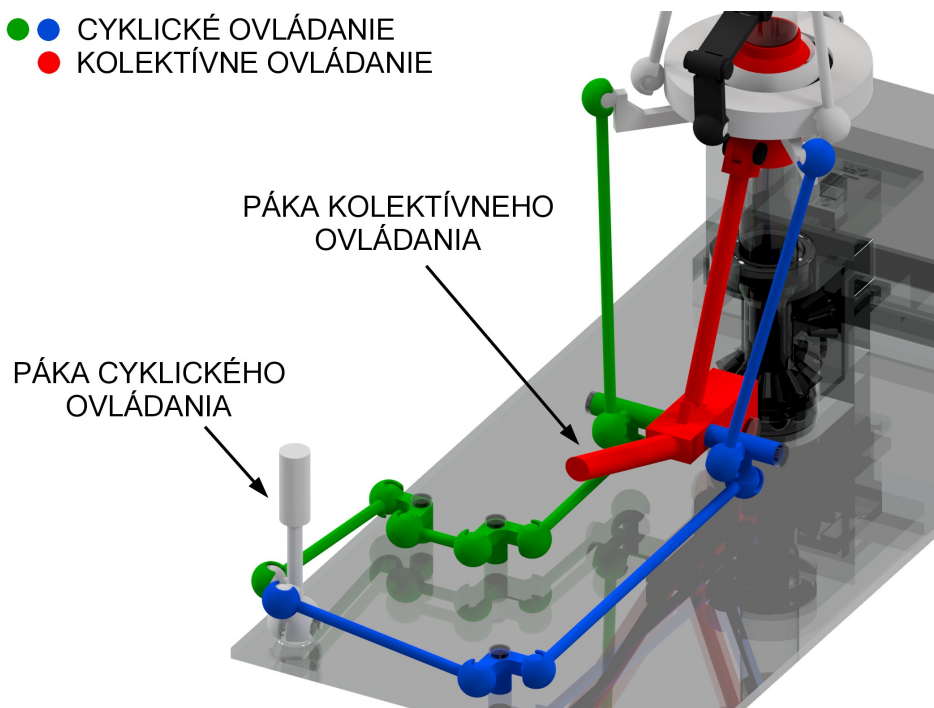


Obr. 31: Kompletný mechanizmus šikmej dosky

<sup>1</sup>polytetrafluóretylén, bežne označovaný ako Teflon

Prepojenie šikmej dosky s ovládacími prvkami, pákami cyklického a kolektívneho riadenia, je realizované prostredníctvom sústavy tiahel a pák (obr. 32). Páka kolektívneho ovládania, bežne označovaná ako kolektív, je spojená s centrálnym členom šikmej dosky jediným tiahlom (zobrazené na obrázkoch 31 a 32 červenou farbou), ktoré transformuje rotačný pohyb páky kolektívu na translačný pohyb celej šikmej dosky.

Samotné naklápanie šikmej dosky, a tým aj cyklická zmena uhla nastavenia listov, je zabezpečené tiahlami, ktoré prepájajú cykliku so spodnou hviezdicou. Systém cyklického ovládania je koncipovaný v dvoch nezávislých vetvách: prvá sústava tiahel zodpovedá za klopenie vrtulníka (na obrázku 32 zelenou farbou), zatiaľ čo druhá vetva umožňuje klonenie (na obrázku 32 modrou farbou).



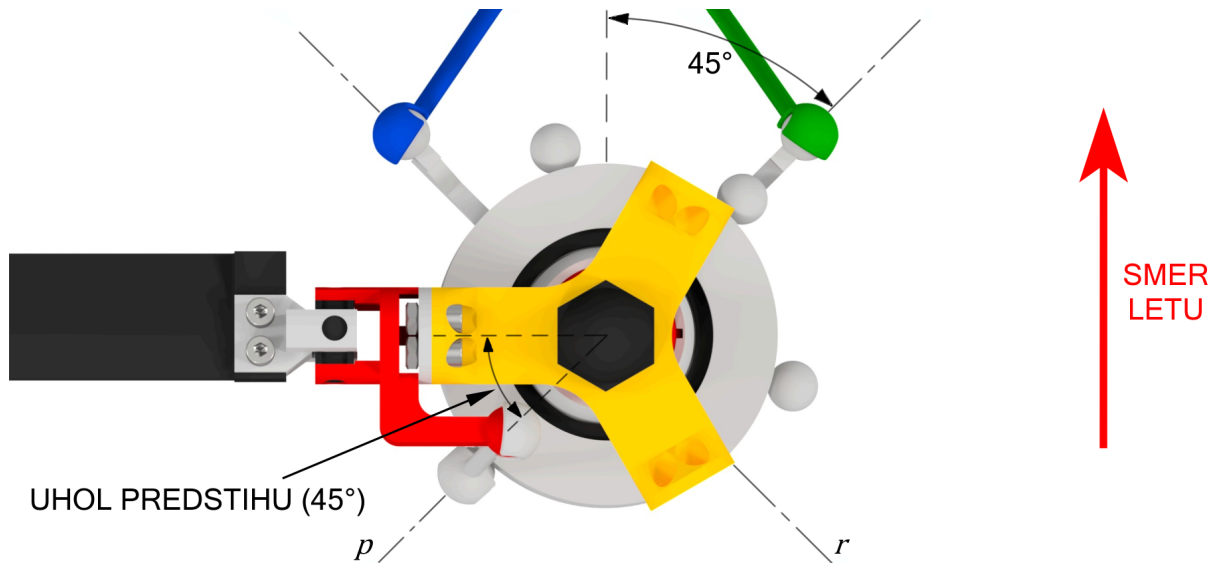
Obr. 32: Sústava ovládacích tiahel a pák

### Kompenzácia fázového posunu

Ako bolo uvedené v kapitole 4.4.1, pri návrhu šikmej dosky je nevyhnutné zohľadniť fázový posun. V prípade realizovaného modelu je táto problematika riešená kombináciou pootočením celej šikmej dosky, respektíve umiestnením pák cyklického riadenia na spodnej hviezdici, a implementáciou adekvátneho uhla predstihu.

Obrázok 33 ilustruje konkrétny prípad naklopenia šikmej dosky, zodpovedajúci požiadavke na dopredný let. Prostredníctvom sústavy tiahel od páky cyklického riadenia (na obrázku 33 zelenou farbou) je na šikmú dosku aplikovaný riadiaci vstup. Tento vstup spôsobí jej náklon okolo osi  $r$  do polohy, kde najnižší bod dosky zodpovedá azimutálnej polohe  $\Psi = 135^\circ$  a jej najvyšší bod polohe  $\Psi = 315^\circ$ . Vzhľadom na to, že pre dopredný let je potrebný maximálny uhol nastavenia listu na azimute  $\Psi = 270^\circ$ , uhol predstihu musí dosahovať hodnotu  $45^\circ$ . To znamená, že tiahlo zodpovedné za ovládanie tohto konkrétneho listu je umiestnené o  $45^\circ$  pred ním v smere rotácie. Analogický princíp platí aj pre list s minimálnym uhlom nastavenia: tento list sa nachádza v polohe  $\Psi = 90^\circ$ .

Vďaka identickému  $45^\circ$  uhlu predstihu je príslušné ovládacie tiahlo situované na azimute  $\Psi = 135^\circ$ , čo zodpovedá najnižšiemu bodu šikmej dosky.



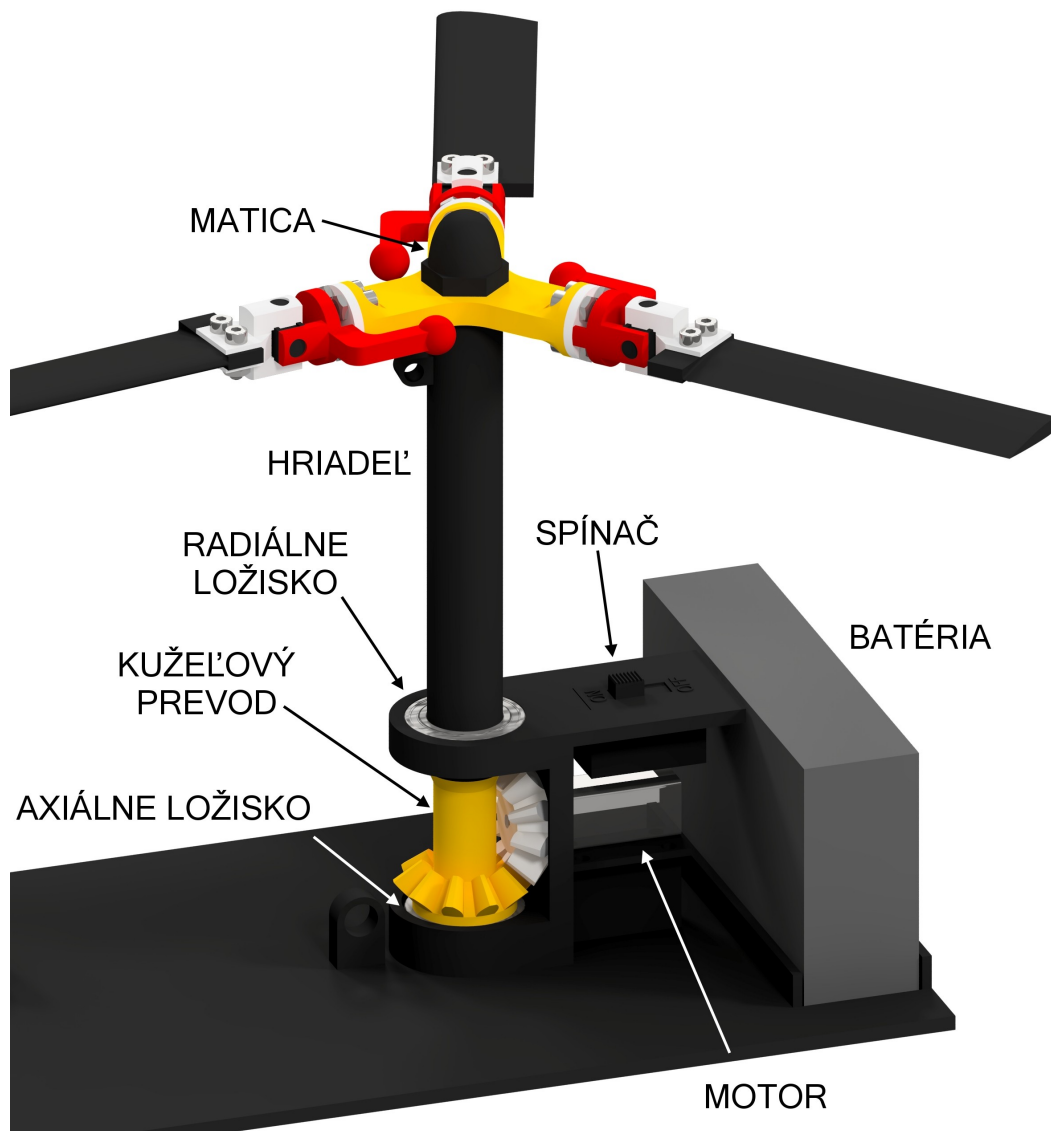
Obr. 33: Geometria šikmej dosky v doprednom lete - pohľad zhora

### 5.3 Pohonná a transmisná sústava

Nevyhnutnou funkcionalitou modelu bola aj jeho schopnosť demonštrovať rotáciu nosného rotora. Na zabezpečenie tejto funkcie bol do modelu integrovaný malý jednosmerný elektromotor. Vďaka zabudovanej prevodovke s prevodovým pomerom 1000 dosahuje motor pri napájacom napätí 6 V približne 16 otáčok za minútu. Napájanie elektromotora zabezpečuje olovený akumulátor s menovitým napätím 6 V a kapacitou 1.3 Ah. Elektrický obvod medzi motorom a akumulátorom je doplnený o spínač, umožňujúci pohodlné zapínanie a vypínanie pohonu modelu.

Prevod točivého momentu z pohonnej jednotky na hlavný hriadeľ rotora je realizovaný prostredníctvom kuželového ozubeného súkolesia. Dané súkolesie je navrhnuté s prevodovým pomerom 1, čo znamená, že otáčky na vstupe presne zodpovedajú otáčkam na výstupe; inými slovami, nosný rotor sa otáča identickou rýchlosťou ako výstupný hriadeľ motora s prevodovkou.

Uloženie hlavného hriadeľa rotora je zabezpečené kombináciou jedného radiálneho guľôčkového ložiska a jedného axiálneho guľôčkového ložiska, ktoré zachytáva osové sily (obr. 34). Točivý moment sa následne prenáša z hriadeľa na náboj (rotorovú hlavu), ktorý je na hriadeli fixovaný pomocou matice so závitom. Z náboja je potom tento moment distribuovaný na jednotlivé rotorové listy.



Obr. 34: Pohonná a transmisná sústava modelu

## 5.4 3D tlač

Pre fyzickú realizáciu modelu ovládania nosného rotora bola zvolená metóda aditívnej výroby, a to konkrétne 3D tlač. Z rozličných metód 3D tlače bola zvolená technológia Fused Deposition Modeling (FDM) a to primárne z dôvodu dostupnosti školských tlačiarní, ktoré túto metódu využívajú.

Princíp tejto technológie spočíva v postupnom nanášaní roztaveného termoplastického materiálu (filamentu) vrstvu po vrstve, čím sa postupne vytvára fyzický objekt. Tlačová hlava, vybavená vyhrievanou tryskou, sa pohybuje v horizontálnej rovine (osiach X a Y) a vytláča na tlačovú podložku tenké vlákno materiálu. Po dokončení jednej vrstvy sa tlačová hlava (alebo tlačová podložka) posunie vo vertikálnej osi Z o výšku vrstvy a proces sa opakuje, až kým nie je celý objekt vytlačený.

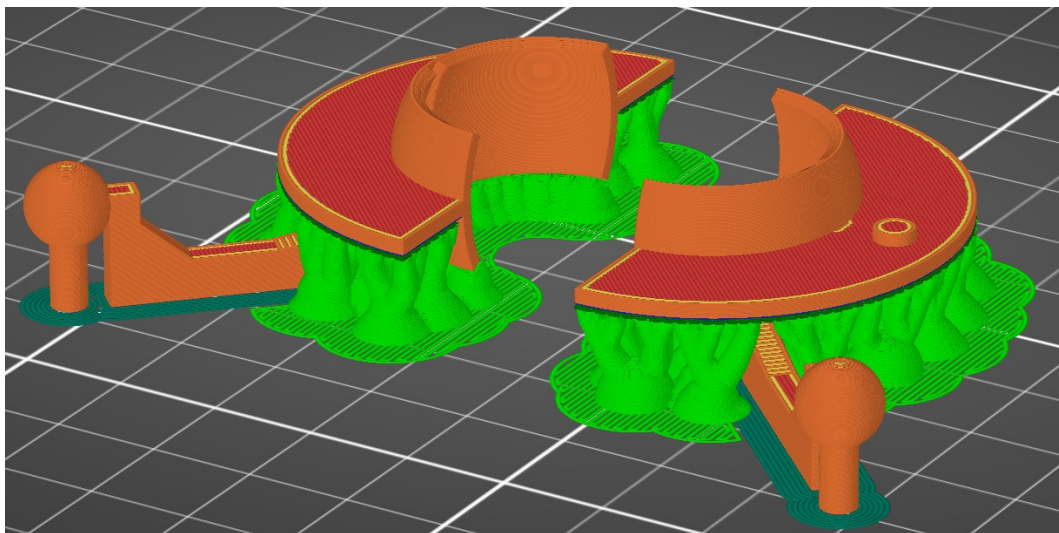
Pre tlač všetkých komponentov modelu bol zvolený materiál PLA <sup>2</sup>, ktorý je dostupný v širokej palete farieb a patrí medzi cenovo najdostupnejšie filamente. Pre konštrukciu modelu ovládania rotora, kde jednotlivé diely nebudú vystavené mechanickým zaťaženiám, vysokým teplotám ani dlhodobému UV žiareniu, sú mechanické a tepelné vlastnosti materiálu PLA plne postačujúce.

Realizácia fyzického modelu potom zahŕňala niekoľko krokov. Pred samotnou tlačou bolo potrebné každý komponent modelu, navrhnutý v CAD softvéri, exportovať vo formáte STL. Tieto súbory boli následne importované do tzv. „slicing“ softvéru (konkrétne PrusaSlicer), ktorý vytvára z 3D modelu súbor inštrukcií (G-kód) pre 3D tlačiareň. Všetky diely zostavy boli tlačené na tlačiarnach výrobcu Original Prusa, a to konkrétne na modeloch MK3.9S a MK4S.

### Nastavenia tlače:

- výška vrstvy: 0,1 mm (pre malé diely, kde je potrebná vyššia presnosť); 0,2 mm (pre rozmerovo väčšie diely, napr. hriadeľ a podstava modelu)
- výplň dielu: 15 % so vzorom mriežka
- podporná štruktúra: organický štýl (zo skúsenosti sa jednoduchšie odstraňuje než ostatné typy)
- teploty: tryska 225 °C; podložka 60 °C (odporúčania výrobcom filamentu)
- pri dieloch, ktoré obsahovali guľové väzby priamo na tlačovej podložke bol použitý aj 3 mm široký límec na zlepšenie priľnavosti k podložke

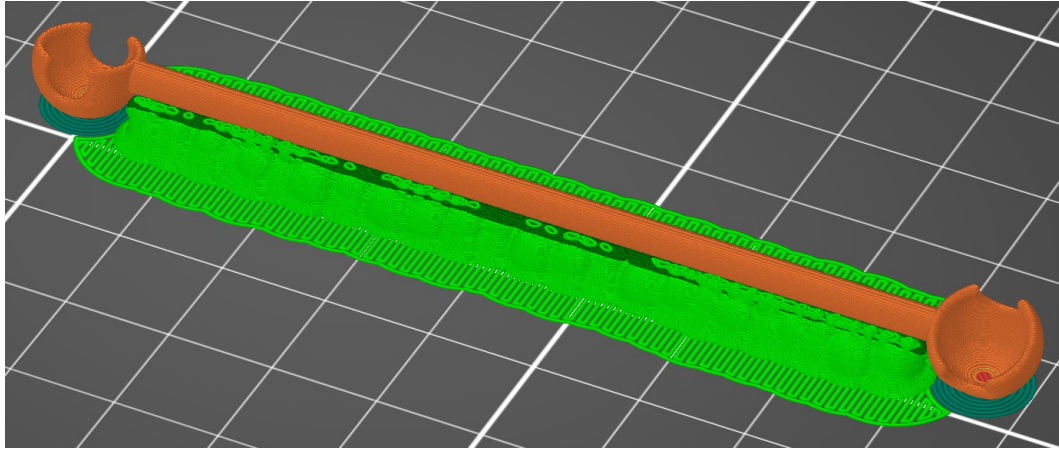
Pri umiestňovaní dielov na tlačovú podložku bolo dôležité zvoliť optimálnu orientáciu. Hlavným cieľom bolo, aby dosadacie plochy dielov boli orientované rovnobežne s podložkou, príp. kolmo na ňu, čo zaručí hladkosť povrchu (obr. 35).



Obr. 35: Umiestnenie spodnej hviezdice šikmej dosky na tlačovej podložke v programe PrusaSlicer; zelenou farbou zobrazené podpory

<sup>2</sup>Polylactic Acid - kyselina polymliečna

Diely, ako sú tiahla cyklického ovládania alebo ovládacie tiahla listov, bolo potrebné naorientovať tak, aby dosadacia plocha sférických väzieb smerovala nahor (od podložky) (obr. 36). V opačnom prípade by si tieto plochy vyžadovali podpory, ktoré by ale podstatne znížili kvalitu dosadacích plôch a tým aj funkčnosť týchto väzieb. Tiahla, ktoré nebolo možné naorientovať týmto spôsobom, boli rozdelené na dve časti a následne zlepené.



Obr. 36: Orientácia jedného z tiahel na podložke; zelená farba - podpory, oranžová - tiahlo

Pre diely určené na vzájomné spojenie bolo nutné už pri návrhu zohľadniť rozmerové tolerancie. Na to bol použitý testovací model jednoduchého valca o priemere 5 mm a k nemu niekoľko dier o rozmeroch od 5 mm po 5,5 mm. Z týchto uložení sa potom vychádzalo pri návrhu tolerancií reálnych dielov modelu.

Po dokončení tlače jednotlivých dielov nasledovala fáza post-processingu. Tá štandardne zahŕňala odstránenie modelu z tlačovej podložky, odstránenie všetkých podporných štruktúr a pomocných prvkov, a očistenie povrchov od drobných nedokonalostí. Ak niektoré uloženia dielov nefungovali podľa predstáv, bolo možné dodatočne obrúsiť ich plochy modelárskymi pilníkmi. Následne boli všetky diely pripravené na finálnu montáž podľa konštrukčného návrhu.

### Priestor na zlepšenie

Hoci súčasný model úspešne demonštruje základné princípy ovládania nosného rotora, do budúcnosti sa prirodzene otvára priestor pre jeho ďalšie vylepšenia a zdokonalenie. Primárnou oblasťou, ktorá by si zaslúžila pozornosť, je optimalizácia rozmerových tolerancií komponentov, a to najmä v cyklickom ovládaní. Precíznejšie navrhnuté diely s minimálnymi vôľami v spojoch, ako sú tiahla, páky a čapy šikmej dosky, by zabezpečili presnejší prenos pohybu od riadiacich vstupov až po výslednú zmenu uhla nastavenia listov. Tým by sa efektívne eliminoval, alebo aspoň výrazne zredukoval jav, kedy sa časť riadiaceho vstupu „stráca“ vo vôľach medzi dielmi.

# Záver

Cielom predloženej záverečnej práce bolo spracovať problematiku nosných rotorov vrtuľníkov, počnúc teoretickým prehľadom a končiac praktickým návrhom a realizáciou demonštračného modelu ovládania.

Ťažiskom praktickej časti práce, opísanej v záverečnej kapitole, bol návrh, konštrukcia a realizácia fyzického modelu ovládania nosného rotora. Na základe teoretických poznatkov z predošlých kapitol bol navrhnutý model trojlistej plne kĺbovej rotorovej hlavy ovládanej pomocou šikmej dosky. Návrh jednotlivých komponentov a celej zostavy bol realizovaný v CAD softvéri Autodesk Inventor. Následne bol model úspešne vyrobený technológiou 3D tlače z materiálu PLA. Výsledný model efektívne demonštruje základné kinematické princípy kolektívneho a cyklického riadenia, ako aj súvisiace pohyby listov rotora, čím plní svoj primárny účel ako názorná edukačná pomôcka. Podrobne bol opísaný aj proces 3D tlače, vrátane nastavení a riešenia špecifických problémov pri výrobe jednotlivých dielov. Je však potrebné si uvedomiť, že vytvorený model predstavuje zjednodušenú demonštráciu základných princípov a jeho účelom nie je presná replikácia konkrétneho existujúceho systému ani analýza aerodynamických či pevnostných charakteristík pre reálne letové zataženie.

Na základe skúseností získaných pri tvorbe tohto modelu sa do budúcnosti otvára niekoľko možností pre jeho ďalšie zdokonalenie a rozšírenie. Ako bolo spomenuté v závere poslednej kapitoly, priestor na zlepšenie existuje najmä v optimalizácii rozmerových tolerancií komponentov pre minimalizáciu mechanických vôlí. Taktiež by bolo prínosné zvážiť návrh a realizáciu modelov iných typov rotorových hláv (napr. polotuhej či tuhej), alternatívnych mechanizmov ovládania, či dokonca rozšírenie na komplexnejšie usporiadania, akým je napríklad model koaxiálnej konfigurácie nosného rotora.

Verím, že táto záverečná práca, a najmä výsledný fyzický model, splnila stanovené ciele a bude prínosom pre všetkých záujemcov o hlbšie porozumenie fascinujúcej, aj keď technicky náročnej, oblasti konštrukcie a riadenia vrtuľníkov.

# Zoznam použitých zdrojov

- [1] WATKINSON, John. *Art of the helicopter*. Oxford : Burlington, MA: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004. ISBN 9780750657150.
- [2] *All the World's Rotorcraft* [online]. [cit. 2025-05-21]. Dostupné z : <https://www.aviastar.org/helicopters.html>. Zdroj obrázkov.
- [3] WIKIPÉDIA. *Bell 47* [online]. Wikipédia, otvorená encyklopédia. [cit. 2025-05-21]. Dostupné z : [https://sk.wikipedia.org/wiki/Bell\\_47](https://sk.wikipedia.org/wiki/Bell_47). Zdroj obrázkov.
- [4] GOODALL, Geoff. *Bristol 171 Sycamores in Australia* [online]. 2022-05-10. [cit. 2025-05-21]. Dostupné z : <https://www.goodall.com.au/australian-aviation/sycamore/bristol-sycamore.htm>. Zdroj obrázkov.
- [5] KUPIETZKY, Joshua. *The Fairey Rotodyne: A Complete Guide* [online]. Simple Flying, 2023-11-17. [cit. 2025-05-21]. Dostupné z : <https://simpleflying.com/fairey-rotodyne-guide/>. Zdroj obrázkov.
- [6] *FM 1-51: Rotary Wing Flight*. Baltimore: US Army Adjutant General Publications Center, 1979. Dostupné tiež z: <https://www.bits.de/NRANEU/others/amd-us-archive/FM1-51%2879%29.pdf>.
- [7] JOHNSON, Wayne. *Helicopter theory*. New York: Dover, 1994. Dover books on engineering. ISBN 9780486682303.
- [8] PROUTY, Raymond W. *Helicopter performance, stability, and control*. Malabar, Florida: Krieger Publ. Co, 1995. ISBN 9780894649295.
- [9] DOMKE, Burkhard. *Helicopter Rotorhead Gallery* [online]. [cit. 2025-05-21]. Dostupné z : <https://b-domke.de/AviationImages/Rotorhead.html>. Zdroj obrázkov.
- [10] BROŽEK, Petr. *Rotory Vrtulníků* [online]. Brno, 2012. Dostupné tiež z: [https://www.vut.cz/www\\_base/zav\\_prace\\_soubor\\_verejne.php?file\\_id=52852](https://www.vut.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=52852). Bakalárska práca. Vysoké Učenie Technické v Brně. Vedúci práce Miloslav PETRÁSEK.
- [11] WIKIPEDIE. *HC-2 Heli Baby* [online]. Wikipedie, otvorená encyklopedie. [cit. 2025-05-21]. Dostupné z : [https://cs.wikipedia.org/wiki/HC-2\\_Heli\\_Baby](https://cs.wikipedia.org/wiki/HC-2_Heli_Baby). Zdroj obrázkov.

# Zoznam použitých skratiek a symbolov

Skratka	Význam
3D	trojrozmerný (angl. Three-Dimensional)
AoA	uhol nábehu (angl. Angle of Attack)
BET	Blade Element Theory
BEMT	Blade Element Momentum Theory
CAD	počítačom podporovaný dizajn (angl. Computer-Aided Design)
CFD	výpočtová dynamika tekutín (angl. Computational Fluid Dynamics)
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FDM	modelovanie tavným nanášaním (angl. Fused Deposition Modeling)
IGE	vplyv prízemného efektu (angl. In-Ground Effect)
KIAS	uzly indikovanej vzdušnej rýchlosti (angl. Knots - Indicated Airspeed)
Medevac	Medical Evacuation
OGE	mimo vplyvu prízemného efektu (angl. Out-of-Ground Effect)
SAR	Search and Rescue
SAS	system pre zvýšenie stability (angl. Stability Augmentation System)
STL	formát súboru pre 3D tlač (z angl. slova Stereolithography)
TPP	rovina opísaná koncami listov rotora (angl. Tip Path Plane)
UV	ultrafialové (žiarenie) (angl. Ultraviolet)
VTOL	vertikálny vzlet a pristátie (angl. Vertical Take-Off and Landing)

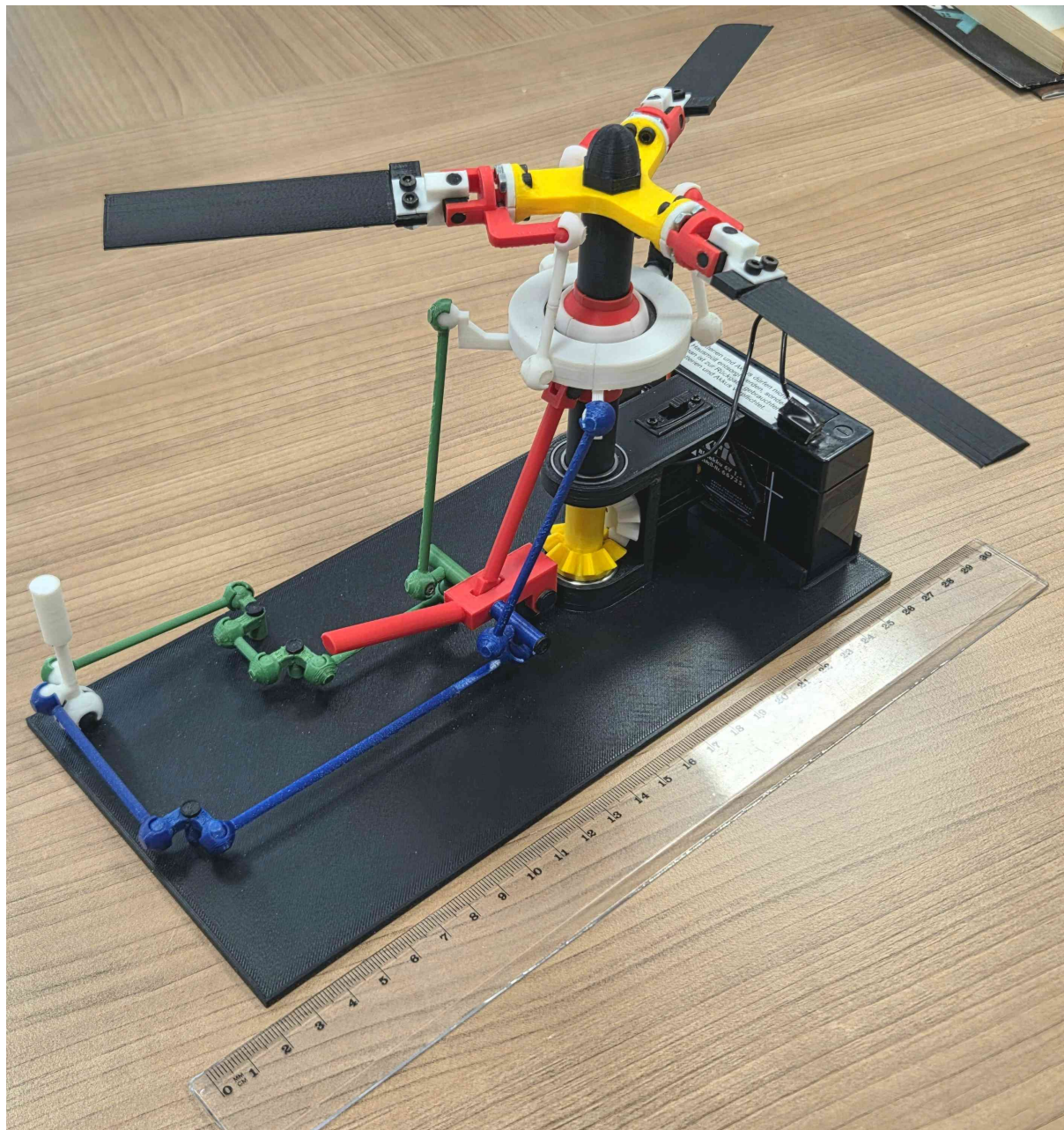
Symbol	Rozmer	Veličina
$A$	$[m^2]$	plocha disku rotora
$C_D$	$[-]$	súčiniteľ odporu
$C_L$	$[-]$	súčiniteľ vztlaku
$D$	$[N]$	odporová sila
$L$	$[N]$	vztlaková sila
$m$	$[kg]$	hmotnosť
$P$	$[W]$	výkon
$r$	$[m]$	polomer, vzdialenosť od osi otáčania
$S$	$[m^2]$	referenčná plocha listu
$T$	$[N]$	ťah rotora
$v$	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť prúdenia vzduchu
$v_i$	$[m \cdot s^{-1}]$	indukovaná rýchlosť prúdenia
$V$	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť letu vrtuľníka
$V_{NE}$	$[uzol]$	maximálna rýchlosť (angl. Never Exceed Velocity)
$V_{rel}$	$[m \cdot s^{-1}]$	relatívna rýchlosť obtekania listu
$\rho$	$[kg \cdot m^{-3}]$	hustota vzduchu (prostredia)
$\Psi$	$[^\circ]$	azimutálna poloha listu rotora
$\omega$	$[rad \cdot s^{-1}]$	uhlová rýchlosť

# Zoznam príloh

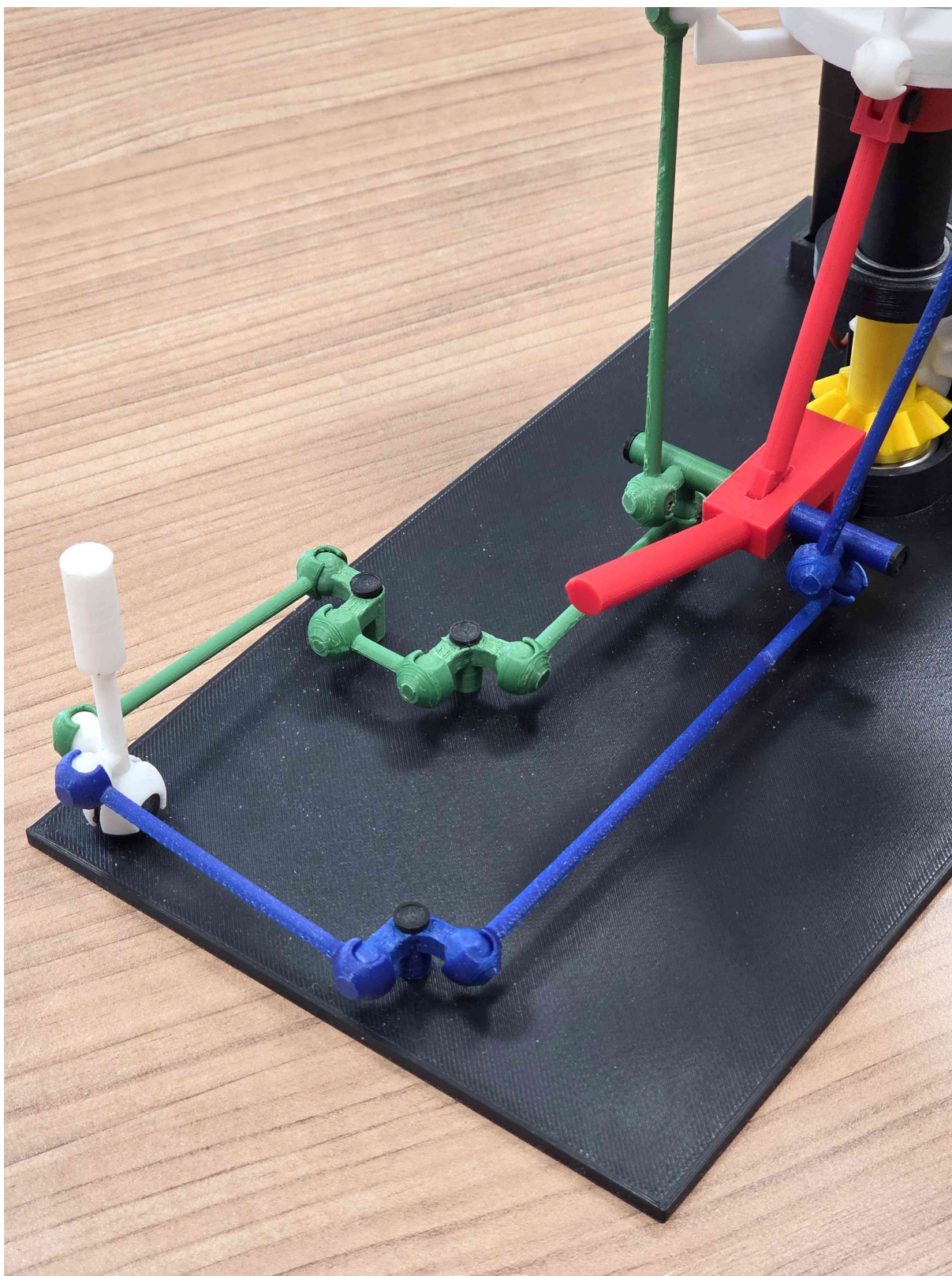
**Príloha A** Fotodokumentácia reálneho modelu

**Príloha B** 3D model zostavy zo softvéru Autodesk Inventor

# A Fotodokumentácia reálneho modelu



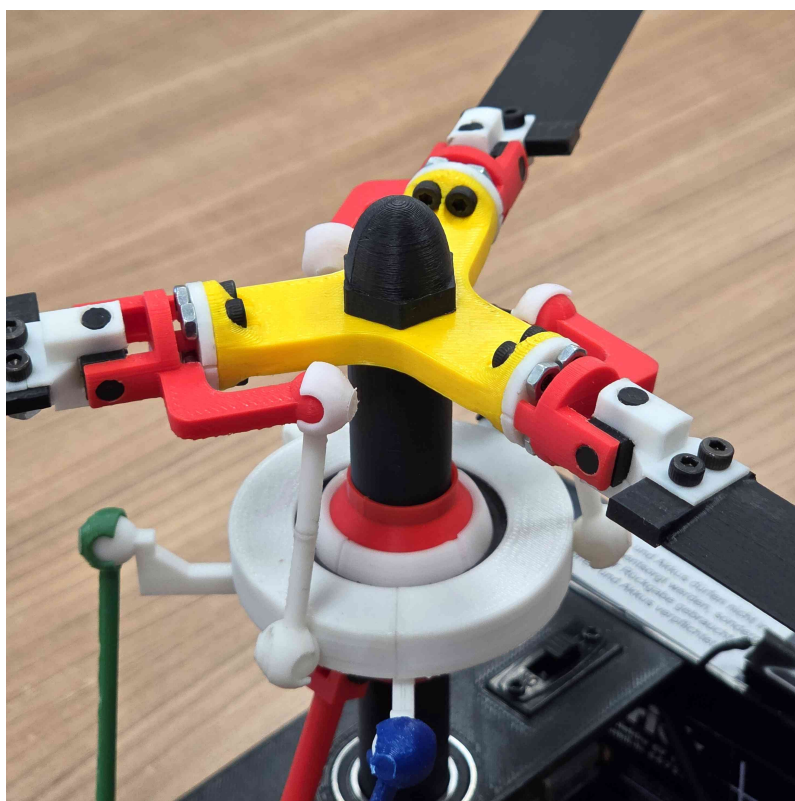
Obr. 37: Výsledný model



Obr. 38: Ovládacie vstupy



Obr. 39: Šikmá doska

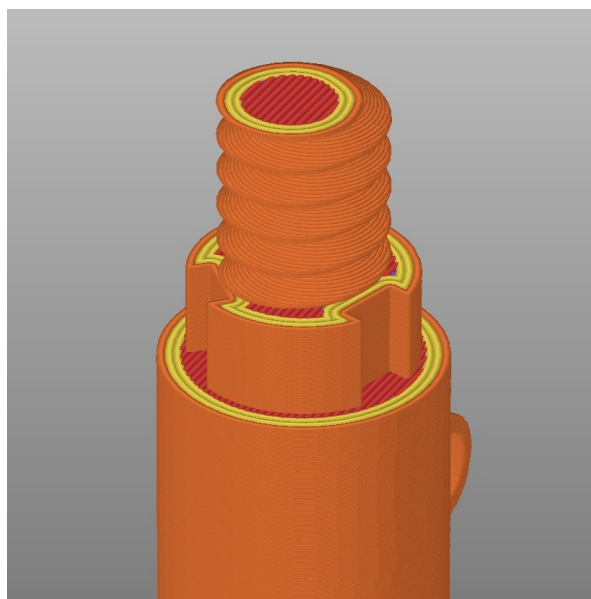


Obr. 40: Rotorová hlava

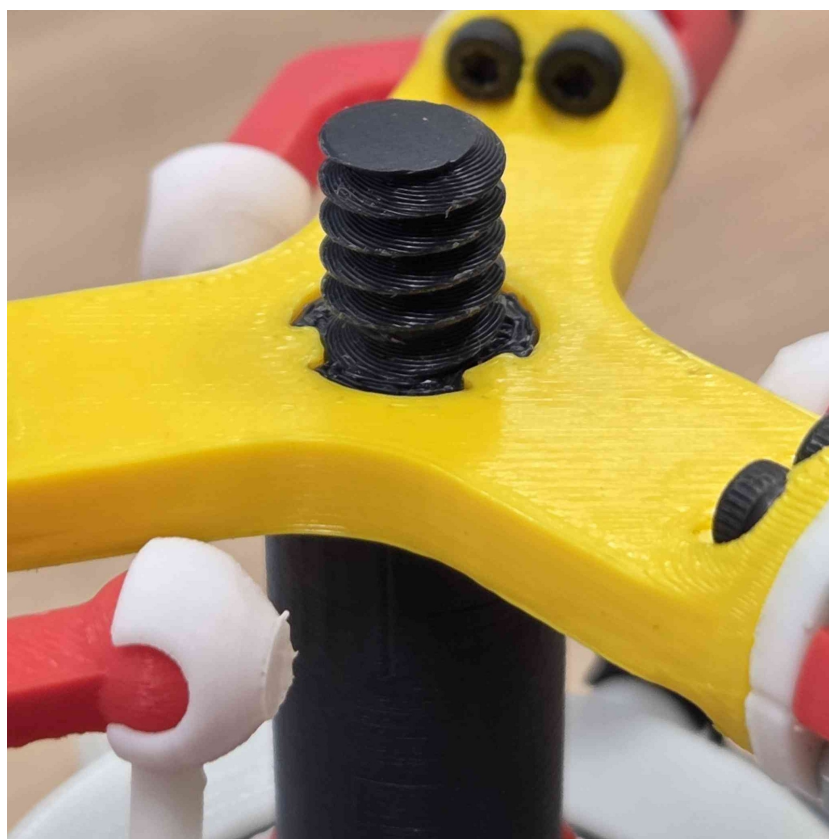
Porovnanie renderu závitů z Inventoru, z PrusaSliceru a reálného dielu



Obr. 41: Render



Obr. 42: Slicer



Obr. 43: Reálny diel