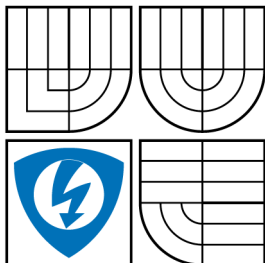


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A KOMUNIKAČNÍCH
TECHNOLOGIÍ
ÚSTAV AUTOMATIZACE A MĚŘICÍ TECHNIKY

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION
DEPARTMENT OF CONTROL AND INSTRUMENTATION

ESTIMACE ORIENTACE MULTIKOPTÉR ATTITUDE ESTIMATION OF MULTICOPTERS

DIZERTAČNÍ PRÁCE - ZKRÁCENÁ VERZE
DOCTORAL THESIS - SHORTENED VERSION

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Mgr. RADEK BARÁNEK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

prof. Ing. FRANTIŠEK ŠOLC, CSc.

BRNO 2015

OBSAH

1	Úvod	3
1.1	Cíle práce	3
2	Úvod do problematiky estimace orientace	4
2.1	Vyjádření orientace (parametrizace grupy rotací)	4
2.2	Senzory používané pro estimaci orientace	5
2.3	Současné metody estimace orientace	6
2.3.1	Komplementární filtry	6
2.3.2	GPS/INS	6
2.3.3	Užití dynamického modelu	7
3	Model Multikoptéry	9
3.1	Dynamická část	9
3.1.1	Výstup dynamické části	11
3.2	Kinematická část	11
3.3	Modely senzorů	12
3.3.1	Univerzální chybový model senzoru	13
4	Algoritmy estimace orientace	14
4.1	Stavové veličiny a rovnice	14
4.2	GPS/INS	15
4.3	Použití dynamického modelu	16
5	Simulace	20
5.1	Testovací trajektorie	20
5.2	Kvantitativní hodnocení algoritmů	20
5.3	Výsledky simulací	21
6	Vliv větru	23
7	Závěr	25
	Literatura	27

1 ÚVOD

Autonomní operace strojů se čím dál více stává součástí každodenního života. Výjimku netvoří ani mobilní roboti, mezi které lze řadit i autonomní vzdušné létající prostředky. Bez ohledu na konkrétní typ autonomního stroje je jeho bezproblémová činnost podmíněna dostatečně přesnou znalostí veličin popisující stav daného stroje. Pod těmito veličinami si lze představit např. natočení ramene svařovacího stroje či pozici autonomního automobilu. Tyto veličiny jsou pak spolu s žádanými hodnotami použity řídicím algoritmem pro vygenerování tzv. akčních zásahů, které mají schopnost ovlivňovat daný stroj a tím plnit požadované úkony.

U většiny strojů je určování těchto veličin realizováno pomocí senzoru, který danou veličinu přímo měří. U létajících strojů je vzhledem k autonomnímu provozu nejdůležitější znalost naklonění prostředku vzhledem k lokálnímu horizontu (tzv. orientace) a kurz. Jelikož neexistuje senzor, který by za všech podmínek tyto hodnoty spolehlivě měřil, je třeba využít složitějších algoritmů, které zpracovávají signály z více senzorů pro úspěšné určování veličin popisujících orientaci létajícího prostředku.

Platí pravidlo, že čím přesnější jsou použité senzory, tím jednodušší může být algoritmus, který je zpracovává, aby bylo dosaženo konstantní přesnosti určení orientace. Na druhou stranu nepřesné senzory pak vyžadují velmi komplexní algoritmy a někdy zcela znemožňují dosažení požadovaných přesností. Další možnou variantou je zahrnutí znalostí o konkrétním studovaném systému a vstupních veličin pro zpřesnění odhadu studovaných veličin. Právě posledně zmiňovanou variantou se zabývá tato dizertační práce. Konkrétně se jedná o studium možností, jak lze pomocí přesného matematického modelu zpřesnit odhad orientace multikoptéry (vrtulníky s mnoha pevnými rotory) pomocí standardně používaných senzorů (gyroskop, akcelerometr, magnetometr, tlakoměr, atd.). Pozornost je také věnována vlivu větru na navržené řešení a možnostem jak lze negativní vlivy větru zmírnit.

1.1 Cíle práce

Cílem dizertační práce je naučit se, ověřit a prohloubit znalosti v oblasti estimace orientace multikoptéry při použití matematického modelu stroje. Dalším cílem je studovat možnosti odhadu některých parametrů modelu v reálném čase při dané konfiguraci senzorů. Snahou je vytvořit algoritmus, který by v ideálním případě nepotřeboval žádnou konkrétní znalost o dané multikoptéře. Všechny parametry modelu by byly odhadovány za běhu algoritmu. Měření některých parametrů by totiž mohlo být značně složité a náklady na jejich identifikaci by mohly převyšovat náklady ušetřené použitím levnějších senzorů.

Posledním cílem je studovat vliv větru na přesnost navržených algoritmů pro odhad orientace.

2 ÚVOD DO PROBLEMATIKY ESTIMACE ORIENTACE

Znalost orientace hraje důležitou roli v autonomním řízení létajících prostředků, zejména pro stabilizaci a navigaci. Za účelem stanovení orientace je létající stroj vybaven řadou senzorů fyzikálních veličin. Data z těchto senzorů jsou pak zpracována algoritmy, jejichž konkrétní podoba závisí jak na kvalitě použitých senzorů, tak na konkrétním druhu létajícího prostředku. Obecně lze tvrdit, že přesnější senzory umožňují použití jednoduchých algoritmů, zatímco levné, nepřesné senzory vyžadují algoritmy komplexní, které navíc nemusí podávat dostatečně přesné informace o orientaci za všech podmínek. Některé algoritmy využívají znalosti dynamiky konkrétního létajícího prostředku.

2.1 Vyjádření orientace (parametrizace grupy rotací)

Stručně řečeno, orientace vystihuje natočení studovaného objektu (tělesové souřadné soustavy) vzhledem ke zvolené referenční souřadné soustavě. Referenční soustava bývá obvykle určena lokálním vertikálním směrem a směrem ke geografickému severu (NED soustava definována výše). Určit orientaci pak znamená stanovit toto natočení číselně. Existuje více způsobů kvantitativního popisu orientace, které se vzájemně liší.

Rotační matice

Z matematického hlediska je množina všech možných orientací (rotací) v trojdimenzionálním prostoru speciální ortogonální grupou $SO(3)$ [1]. Tuto grupu tvoří čtvercové ortonormální matice s rozměrem 3×3 . Vlastnosti těchto matic lze shrnout do následujících bodů:

- $\det(\mathbf{R}) = 1$
- $\mathbf{R}^T = \mathbf{R}^{-1}$

Z těchto vlastností například plyne, že jednotlivé řádky resp. sloupce tvoří navzájem kolmé a jednotkové vektory. Na tyto tzv. rotační matice lze pohlížet jako na speciální případ matice přechodu od jedné báze k druhé. Každá matice 3×3 splňující výše uvedené podmínky popisuje v trojdimenzionálním prostoru právě jedno natočení (orientaci). Tyto rotační matice lze tedy přímo použít jako číselnou reprezentaci orientace.

Eulerovy úhly

Eulerovy úhly jsou pro člověka nejpřirozenější způsob parametrizace orientace. Jedná se o trojici čísel, která udávají tři úhly postupných rotací okolo definovaných os vedoucích k transformaci referenční souřadné soustavy do soustavy tělesové. Tyto úhly mají podle normy používané v letectví [2] (ČSN 31 0001) názvy *příčný sklon* - ϕ , *podélný sklon* - θ a *kurz* - ψ . Výhodou je jejich již zmíněná dobrá interpretovatelnost. Používají se tedy především pro uživatelsky

přehlednou ilustraci výsledků. Dokonce i indikátory umělého horizontu v letadlech zobrazují pilotovi orientaci grafickou formou ve smyslu Eulerových úhlů.

Kvaterniony

Z matematického hlediska vznikly kvaterniony nekomutativním rozšířením komplexních čísel. Jedná se o čtyřdimenzionální vektory splňující speciální algebru. Orientaci lze pak popisovat kvaterniony, které splňují podmínku jednotkové velikosti ($\|\mathbf{q}\| = 1$). Jedná se o nejčastější způsob, jakým je orientace uvnitř algoritmů vyjádřena.

2.2 Senzory používané pro estimaci orientace

Úkolem algoritmů používaných na estimaci orientace je číselně stanovit jednu z výše uvedených parametrizací orientace. Autonomní létající stroje obecně jsou za tímto účelem vybaveny několika senzory. Algoritmy iterativně zpracovávají aktuální hodnoty z těchto sensorů za účelem stanovení zmíněné orientace. Mezi běžně používané senzory patří:

Třiosý gyroskop

Gyroskop měří úhlovou rychlost. Orientaci je možné pomocí gyroskopu určit integrací průběhu úhlové rychlosti za předpokladu znalosti počáteční orientace.

Třiosý akcelerometr

S ohledem na estimaci orientace je používán dvěma různými způsoby. Ve standardních navigačních algoritmech (odhadují i pozici) je používán pro propagaci rychlosti a následně, po dvojnásobné integraci, pozice. V těch jednodušších je však používán k přímému měření lokálního vertikálního směru, což umožní stanovení dvou ze tří úhlů určující orientaci. Tento způsob je však značně nepřesný v momentech kdy těleso, na kterém je senzor umístěn zrychluje.

Třiosý magnetometr

Používané jsou dva způsoby zpracování měřeného vektoru magnetického pole. První je založen na stejném principu jako akcelerometr při měření gravitačního vektoru. Využívá se apriorní znalosti vektoru magnetického pole v navigační soustavě (možné díky magnetickým mapám či magnetickým modelům země). Ten samý vektor měřený v tělesové soustavě opět může izolovat dva stupně volnosti orientace.

Při druhém způsobu je vektor magnetického pole použit pouze pro výpočet magnetického kurzu.

Barometr

Pomocí barometru je možné měřit tzv. barometrickou výšku. U reálného barometrického výškoměru se využívá známé exponenciální závislosti atmosférického tlaku na nadmořské výšce. V této práci však bez újmy na obecnosti bude předpokládáno, že měří přímo nadmořskou výšku.

Přijímač globální satelitní navigace

Zpracováním signálů vysílaných jednotlivými satelity poskytuje údaje o poloze v rámci celé zeměkoule. Může se opět zdát, že údaj o poloze nemá pro určení orientace žádný význam, ovšem díky vazbě mezi orientací a polohou jsou tyto údaje velmi cenné.

2.3 Současné metody estimace orientace

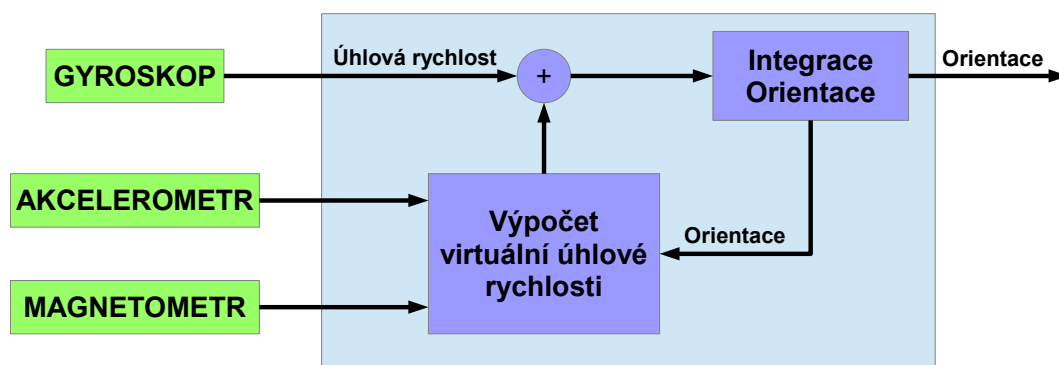
Tato kapitola shrnuje používané metody pro estimaci (odhad) orientace. Do úvahy budou brány metody vhodné pro použití levných, méně přesných senzorů, které jsou součástí létajícího stroje.

2.3.1 Komplementární filtry

Nejjednodušší metodou pro odhad orientace je tzv. komplementární filtr. Za komplementární filtr se obecně považuje filtr, který kombinuje informace ze dvou a více senzorů, které poskytují o měřené veličině přesnou informaci z navzájem doplňujících se frekvenčních oblastí. Gyroskop je využíván pro krátkodobě přesnou predikci orientace díky integraci úhlové rychlosti. Akcelerometr je pak používán pro dlouhodobě stabilní, avšak v omezených časových okamžicích nepřesnou absolutní informaci o orientaci. Pro možnost odhadu kompletní orientace je pak také použit magnetometr pro měření kurzu. Popis komplementárních filtrů pro estimaci orientace je možné nalézt např. v [3], [4], [5], [6]. Schéma komplementárního filtru pak ukazuje obr. 2.1.

2.3.2 GPS/INS

GPS/INS je zkratkou pro inerciální navigační systém, který je pravidelně korigován měřením absolutní pozice z GPS přijímače. Základní stavy inerciálního navigačního systému jsou pozice, rychlost a orientace. Při znalosti počátečních hodnot stavu je možné propagovat stav v čase pouze pomocí měřených hodnot z tříosého gyroskopu a akcelerometru. Rovnice pro tuto dopřednou integraci lze nalézt např. v [7], [8], [9], [10], [11]. Jelikož jsou tyto hodnoty integrovány, chyba takto určeného stavu s časem nezastavitelně roste. Rychlost růstu chyby je závislá na přesnosti senzorů. Přesnost orientace je především závislá na přesnosti gyroskopu. Přesnost rychlosti a pozice je pak závislá jak na přesnosti gyroskopu, tak akcelerometru. Jelikož vektor



Obr. 2.1: Schéma komplementárního filtru pro estimaci orientace

specifické síly měřený akcelerometrem je vyjádřený v tělesové souřadné soustavě, je třeba ho přetransformovat do referenční souřadné soustavy. K tomuto kroku je tedy potřebná orientace, jejíž chyba je závislá na gyroskopu.

Při pravidelném měření absolutní pozice je možné provádět korekce stavu a tím zastavit růst chyb vlivem integrace dat z inerciálních sensorů. Jedná se o tradiční algoritmus využívaný jak v dopravním letectví, tak v amatérských modelářských aplikacích. Hlavní nevýhodou je při použití levných sensorů závislost na pravidelném měření absolutní pozice. Pokud je tato pozice měřena GPS přijímačem, nelze tento algoritmus použít ve vnitřním prostředí. Algoritmus GPS/INS je nejčastěji implementován jako rozšířený Kalmanův filtr.

2.3.3 Užití dynamického modelu

U předešlých metod nebyla funkčnost algoritmu podmíněna jakoukoliv znalostí o prostředí, jehož orientace či navigační stav byl estimován. To lze pokládat za jejich obrovskou výhodu, jelikož produkt implementující takovýto algoritmus najde širší uplatnění. Bude fungovat stejně bez jakýchkoliv úprav, ať již bude umístěn na letadlo, loď, auto či kolo. Ovšem zahrnutí znalosti o dynamickém chování prostředí přidává další nezávislé informace o pohybu, které mohou pomoci částečně potlačit chyby sensorů. Konkrétní podoba těchto algoritmů je již silně závislá na konkrétním typu létajícího stroje. Použití dynamického modelu letadla pro zpřesnění estimace orientace je studováno v [12], kde byl prokázán přínos použití dynamického modelu. Tato práce inspirovala použití podobného principu i u odhadu orientace multikoptér [13], [14], [15], [16], [17], [18].

Konkrétně u multikoptér hraje v dynamickém modelu velmi důležitou roli odpor vzduchu. Díky němu je možné odhadovat rychlost multikoptéry vůči vzduchu a tím efektivně z měření akcelerometru odstranit vliv externího zrychlení. Opět se jako ideální na implementaci ukazuje rozšířený (nelineární) Kalmanův filtr. Oproti algoritmu GPS/INS je jako vstup používán gyroskop a tahy jednotlivých motorů multikoptéry. Na korekci stavu se pak používá akcelerometr a volitelně magnetometr, GPS či barometr. Výhodou užití matematického modelu multikoptéry

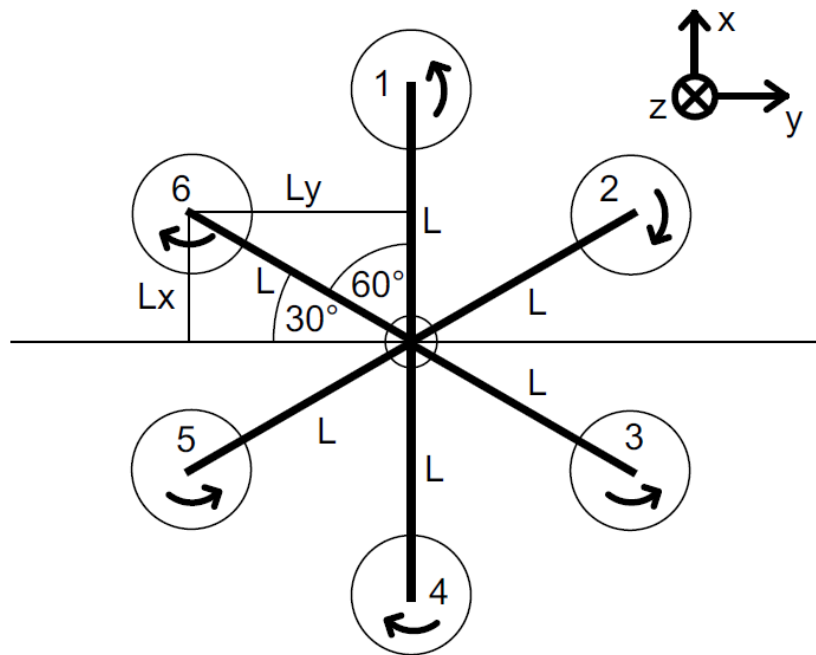
v algoritmu estimace orientace je schopnost omezit chybu i bez měření absolutní pozice (GPS přijímače). Ten totiž značně limituje použití v prostorách bez GPS signálů (uvnitř budov). Nevýhodou je pak nutná znalost dynamického modelu multikoptéry a jeho parametrů, které se typ od typu liší.

Aktuálnost tématu dokazuje výzkum několika skupin zabývajících se touto oblastí. V [15] byla možnost užití matematického modelu multikoptéry vyšetřována především pro překonání výpadků GPS signálu. Algoritmy uvedené v této publikaci byly úspěšně testovány v simulacích. V [16] byla snaha použít matematický model multikoptéry v algoritmech estimace orientace, tak aby nebyla funkčnost závislá na pravidelných měření pozice (např. GPS přijímačem). V práci je k návrhu algoritmů využíván chybový Kalmanův filtr a standardní chybové modely inerciální navigace. Také je zde uveden unikátní přístup fúzování informace ze dvou predikčních modelů. Výsledky práce jsou ověřovány jak v simulacích tak experimentálně. Poslední známou skupinou jsou autoři článku [13]. Zde je nově zaveden přístup zahrnutí parametrů modelu do stavového prostoru algoritmu. Jako přínos zahrnutí modelu multikoptéry je zde však uvedeno pouze prodloužení doby pravidelných korekcí z externího měření pozice pro zachování konstantní přesnosti. Práce skupin [15] a [13] uvažují pohyb multikoptéry v homogenním tíhovém poli a zároveň zanedbávají rotaci země. Naproti tomu v [16] uvažují standardní popis pohybu na zemi, kde je zahrnuta jak rotace tak zakřivení země. Pro nízkou třídu senzorů lze předpokládat, že projevy rotace země zůstávají výrazně překryty chybovými vlastnostmi senzorů. Proto i v této práci bude uvažován zjednodušený pohyb v homogenním tíhovém poli.

Žádná z výše uvedených prací neuvažuje magnetometr jako senzor použití především pro korekci kurzu. Automatický odhad parametrů je zmiňován v pracích posledně zmiňované skupiny. V žádné práci také zatím nebyl vyšetřován vliv rychlosti větru na funkčnost algoritmů. Algoritmy estimace orientace, které uvažují dynamický model multikoptéry, se zabývá i tato dizertační práce. Cílem je porovnat vlastnosti a přesnost těchto algoritmů ve srovnání s GPS/INS. Dále pak také studovat možnosti automatického odhadu parametrů dynamického modelu. Poslední je pak studium vlivu rychlosti větru na přesnost těchto algoritmů.

3 MODEL MULTIKOPTÉRY

Multikoptéra je létající stroj sestávající z rámu, na kterém jsou ve stejné vzdálenosti od těžiště na ramenech umístěny motory s vrtulemi. Za jedinné pohyblivé části lze tedy považovat pouze motory s vrtulemi, což činí multikoptéry mechanicky velmi jednoduchými a robustními. Ovládání pohybu se tedy provádí výhradně změnou tahů vrtulí (otáček motorů). Typické schéma multikoptéry je na obr. 3.1. Pro správné pochopení přínosu dynamického modelu multikoptéry pro estimaci orientace je nutná znalost tohoto modelu. Tradiční způsob modelování pohybu multikoptéry je založeno na pohybu tuhého tělesa se šesti stupni volnosti. Tento pohyb je pak buzený momenty a silami, které jsou specifické pro multikoptéry.



Obr. 3.1: Mechanické schéma multikoptéry se šesti motory

Rovnice modelu je možné rozdělit na kinematickou a dynamickou část, tak jak ukazuje schéma modelu na obr. 3.2.

3.1 Dynamická část

Dynamická část zahrnuje všechny výpočty vedoucí k určení výsledné specifické síly a úhlového zrychlení. Prvním krokem je stanovení jednotlivých sil a momentů působících na multikoptéru. Zdroje těchto sil a momentů lze rozdělit do následujících skupin:

- Motory s vrtulemi

- Aerodynamický odpor

Motory s vrtulemi

Motory s vrtulemi slouží u multikoptér k produkci vztlaku (překonávající gravitaci) a dále také k rotačnímu ovládní multikoptéry. Celkové translační a rotační působení motorů s vrtulemi lze pro šesti-rotorovou multikoptéru shrnout do vztahů:

$$\mathbf{f}_m^b = \mathbf{F} \cdot \left(\omega_1^2 \quad \dots \quad \omega_6^2 \right)^T \quad (3.1)$$

$$\boldsymbol{\tau}_m^b = \mathbf{T} \cdot \left(\omega_1^2 \quad \dots \quad \omega_6^2 \right)^T \quad (3.2)$$

kde

$$\mathbf{F} = k_m \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

$$\mathbf{T} = k_m \begin{pmatrix} 0 & \frac{-\sqrt{3}}{2}l & \frac{-\sqrt{3}}{2}l & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}l & \frac{\sqrt{3}}{2}l \\ l & \frac{l}{2} & \frac{-l}{2} & -l & \frac{-l}{2} & \frac{l}{2} \\ k_t & -k_t & k_t & -k_t & k_t & -k_t \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

Obdobným způsobem lze odvodit matice \mathbf{F} a \mathbf{T} pro multikoptéry s jiným počtem rotorů.

Aerodynamický odpor

Aerodynamický odpor bývá často v modelech multikoptér určených pro testování řídicích algoritmů vynecháván. Ovšem s ohledem na odhad orientace má velmi důležitou roli. Model aerodynamického odporu používaný v této práci je založen na [19] a má následující vlastnosti:

- Odpor vzduchu je úměrný rychlosti vůči vzduchu
- Závislost odporu vzduchu na otáčivé rychlosti jednotlivých vrtulí je zanedbána
- Koeficient úměrnosti je směrově závislý

Číselně je pak model aerodynamického odporu vzduchu vyjádřen:

$$\mathbf{f}_{ae}^b = \mathbf{U} \cdot \mathbf{v}_{air}^b = \begin{pmatrix} u_x v_{xair}^b \\ u_y v_{yair}^b \\ u_z v_{zair}^b \end{pmatrix}, \mathbf{U} = \begin{pmatrix} u_x & 0 & 0 \\ 0 & u_y & 0 \\ 0 & 0 & u_z \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

kde $u_i < 0$ jsou jednotlivé koeficienty úměrnosti pro jednotlivé směry, \mathbf{v}_{air}^b je vektor rychlosti vůči vzduchu vyjádřený v soustavě multikoptéry (tělesové).

3.1.1 Výstup dynamické části

Specifická síla

Specifická síla je dle definice součet všech negravitačních sil normovaný na jednotku hmoty. Pro tento model tedy platí:

$$\mathbf{f}^b = \frac{\mathbf{f}_m^b + \mathbf{f}_{ae}^b}{m} \quad (3.6)$$

kde m je hmotnost multikoptéry.

Úhlové zrychlení

Celkové úhlové zrychlení lze určit pomocí vztahu:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^b = \frac{\boldsymbol{\tau}_m^b - \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^b}{\mathbf{J}} \quad (3.7)$$

kde \mathbf{J} je tenzor momentu setrvačnosti multikoptéry.

3.2 Kinematická část

Rotační pohyb

Rotační pohyb je buzen úhlovým zrychlením, které je výstupem dynamické části. Časovou integrací úhlového zrychlení je získán vektor úhlové rychlosti:

$$\boldsymbol{\omega}^b(t) = \boldsymbol{\omega}^b(t_0) + \int_{t_0}^t \boldsymbol{\varepsilon}^b(\tau) d\tau \quad (3.8)$$

Časový průběh vektoru úhlové rychlosti pak určuje časový vývoj samotné orientace (natočení tělesové soustavy vzhledem k soustavě navigační). Bohužel nelze využít znovu postup jednoduché časové integrace a to z důvodu složitosti popisu stavu orientace. Pro výpočet orientace je tedy nutné zvolit jednu z reprezentací uvedených v podkapitole 2.1. V rámci této práce bude pro vnitřní popis orientačního stavu použito výhradně kvaternionů.

Translační pohyb

Translační pohyb je popsán pozicí a rychlostí. Časový vývoj těchto veličin je buzen celkovým zrychlením, které je součtem specifické síly a gravitačního zrychlení. Gravitace by správně měla být zařazena do dynamické části, avšak pro lepší přehlednost je zmíněna až v kinematické části. Rychlost je možné vyjádřit jak v tělesové, tak v referenční soustavě. Záleží na konkrétní aplikaci, která ze dvou voleb je výhodnější. Následující rovnice popisují časový vývoj rychlosti vyjádřené v tělesové (3.9) nebo navigační (3.10) souřadné soustavě:

$$\dot{\mathbf{v}}^b = \mathbf{f}^b + \mathbf{R}_n^b \mathbf{g}^n - \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{v}^b \quad (3.9)$$

$$\dot{\mathbf{v}}^n = \mathbf{R}_b^n \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^n \quad (3.10)$$

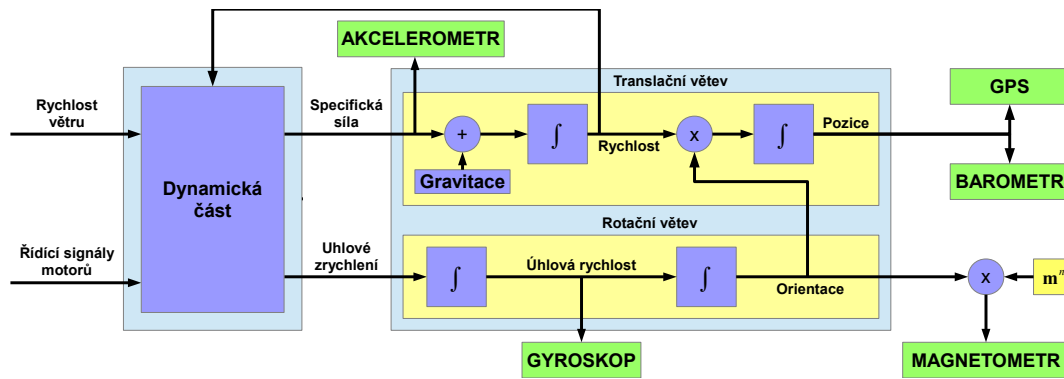
Rovnice pro časový vývoj pozice, která je vyjádřena v referenční souřadné soustavě, jsou různé podle toho, v jaké souřadné soustavě je vyjádřena rychlost:

$$\dot{\mathbf{p}}^n = \mathbf{v}^n \quad (3.11)$$

$$\dot{\mathbf{p}}^n = \mathbf{R}_b^n \mathbf{v}^b \quad (3.12)$$

3.3 Modely senzorů

Reálná multikoptéra je za účelem estimace orientace vybavena řadou senzorů, viz kapitola 2.2. Algoritmy uváděné v této práci byly testovány v simulacích, je tedy potřeba vytvořit náhradu za reálné senzory. Základem pro všechny senzory je jejich tzv. pravá hodnota, která je určena referenčním modelem multikoptéry. Právě hodnoty pro jednotlivé senzory jsou stručně popsány v následujících odstavcích. Na obr. 3.2 je pak ilustrováno navázání senzorů na model multikoptéry.



Obr. 3.2: Schéma matematického modelu multikoptéry

Třiosý akcelerometr

Třiosý akcelerometr měří tzv. specifickou sílu, což je součet všech negravitačních sil působících na jednotku hmoty. S ohledem na model multikoptéry je pravá hodnota akcelerometru přímo určena specifickou silou, která je výstupem dynamické části:

$$\mathbf{acc}^b = \mathbf{f}^b \quad (3.13)$$

kde specifická síla \mathbf{f}^b je definovaná vztahem (3.6).

Třiosý gyroskop

Gyroskop měří úhlovou rychlost. Pravá hodnota výstupu gyroskopu je tedy:

$$\mathbf{gyr}^b = \boldsymbol{\omega}^b \quad (3.14)$$

kde ω^b je definována vztahem (3.8).

Třiosý magnetometr

Magnetometr v reálném případě měří vektor magnetického pole. Pravou hodnotu simulovaného magnetometru tvoří vektor magnetického pole země vyjádřený v tělesové souřadné soustavě:

$$\mathbf{mag}^b = \mathbf{R}_n^b \mathbf{m}_{ref}^n \quad (3.15)$$

kde \mathbf{m}_{ref}^n je vektor magnetického pole vyjádřený v referenční souřadné soustavě.

GPS přijímač

Ten obecně určuje pozici zpracováním signálů ze satelitů. Pravou hodnotou je tedy pozice:

$$\mathbf{GPS} = \mathbf{p}^n \quad (3.16)$$

Barometr

Barometr obecně měří atmosférický tlak, který se dá přepočítat na nadmořskou výšku. V této práci však bude uvažován zjednodušený model, kdy barometr měří přímo výšku. Pravá hodnota je tedy:

$$baro = p_z^n \quad (3.17)$$

3.3.1 Univerzální chybový model senzoru

Pravé hodnoty senzorů jsou cíleně zkresleny tak, aby chybové vlastnosti co nejlépe odpovídaly reálným senzorům. Univerzální chybový model pro tříosé senzory je následující:

$$\mathbf{x}_{out} = \mathbf{S}\mathbf{x}_{in} + \mathbf{b} + \mathbf{w} \quad (3.18)$$

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} s_x & m_{yx} & m_{zx} \\ m_{xy} & s_y & m_{zy} \\ m_{xz} & m_{yz} & s_z \end{pmatrix}, \mathbf{b} = \mathbf{b}_{stat} + \mathbf{b}_{dyn} \quad (3.19)$$

kde \mathbf{x}_{in} je pravá hodnota, \mathbf{x}_{out} je výstupní vektor modelovaného trojosého senzoru, \mathbf{S} je matice odrážející multiplikační chyby a chyby kolmosti os tříosých senzorů, \mathbf{b} je vektor celkových biasů skládajících se z konstantní (s časem neproměnné) části \mathbf{b}_{stat} a z dynamické části modelované Gauss-Markovským procesem 1. řádu \mathbf{b}_{dyn} [11], \mathbf{w} je vektor bílého (nekorelovaného) šumu s normálním rozdělením.

Model barometru jakožto jediného zástupce skalárního senzoru se řídí rovnicí:

$$x_{out} = kx_{in} + b + w \quad (3.20)$$

kde $k = 1 + e$ je multiplikační koeficient a e je multiplikační chyba senzoru, zbylé veličiny jsou obdobné předchozímu vztahu s tím rozdílem, že se jedná o skalární veličiny.

4 ALGORITMY ESTIMACE ORIENTACE

V této kapitole budou odvozeny jednotlivé algoritmy estimace stavu multikoptéry se zaměřením na orientaci. Tyto algoritmy jsou implementovány pomocí rozšířeného Kalmanova filtru, který je standardním nástrojem pro estimaci stavu stochastických dynamických systémů. U každého algoritmu bude popsán princip, rovnice pro predikci stavu, rovnice pro měření.

4.1 Stavové veličiny a rovnice

Stavový prostor jednotlivých algoritmů je možné rozdělit do několika skupin, kdy se tyto skupiny v algoritmech většinou opakují. Z toho důvodu budou v této kapitole tyto skupiny stavových veličin popsány. U jednotlivých algoritmů již pak bude uvedeno, které ze stavových skupin jsou součástí stavového prostoru daného algoritmu. Všechny algoritmy estimace orientace uvedené v této práci lze odvodit na základě matematického modelu multikoptéry. Jelikož rovnice uvedené v kapitole o matematickém modelu multikoptéry jsou spojité, je nutné je pro použití v diskrétním Kalmanově filtru diskretizovat. Toho je dosaženo obdélníkovou metodou numerické integrace.

Orientace

Orientace se ve stavovém prostoru objevuje ve formě kvaternionu:

$$\mathbf{q} = \begin{pmatrix} q_1 & q_2 & q_3 & q_4 \end{pmatrix}^T \quad (4.1)$$

Diskrétní stavová rovnice pro vývoj kvaternionu je pak:

$$\mathbf{q}_{k+1} = \mathbf{q}_k + \Delta \mathbf{q}_k(\mathbf{q}_k, \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}) \quad (4.2)$$

$$\Delta \mathbf{q}_k(\mathbf{q}_k, \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^b) = \frac{\Delta t}{2} \begin{pmatrix} -q_2 \tilde{\omega}_x - q_3 \tilde{\omega}_y - q_4 \tilde{\omega}_z \\ +q_1 \tilde{\omega}_x - q_4 \tilde{\omega}_y + q_3 \tilde{\omega}_z \\ +q_4 \tilde{\omega}_x + q_1 \tilde{\omega}_y - q_2 \tilde{\omega}_z \\ -q_3 \tilde{\omega}_x + q_2 \tilde{\omega}_y + q_1 \tilde{\omega}_z \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^b = \left(\mathbf{gyr}_{k+1}^b - \mathbf{b}_{g|k} \right) \quad (4.4)$$

kde Δt je perioda vzorkování, \mathbf{gyr}^b je vektor úhlové rychlosti měřený gyroskopem, \mathbf{b}_g je odhadnutý bias gyroskopu. U jednotlivých složek kvaternionu a vektoru kompenzované úhlové rychlosti $\tilde{\boldsymbol{\omega}}^b$ v rovnici (4.3) jsou pro přehlednost vynechány indexy kroku a souřadné soustavy.

Rychlost

Vektor rychlosti je opět stavem vyskytující se ve všech algoritmech v rámci této práce. Je voleno vyjádření v tělesové souřadné soustavě a to především kvůli jednodušším výpočtům

v algoritmech uvažujících dynamický model multikoptéry. Stavové rovnice pro rychlost jsou založeny na integraci součtu specifické síly a gravitačního zrychlení:

$$\mathbf{v}_{k+1}^b = \mathbf{v}_k^b + \Delta \mathbf{v}_k^b \left(\mathbf{q}_k, \mathbf{f}_{k+1}^b, \mathbf{v}_k^b, \tilde{\omega}_{k+1}^b \right) \quad (4.5)$$

$$\Delta \mathbf{v}_k^b = \Delta t \left[\mathbf{R}_n^b(\mathbf{q}_k) \mathbf{g}^n + \mathbf{f}_{k+1}^b - \tilde{\omega}^b \times \mathbf{v}_k^b \right] \quad (4.6)$$

kde Δt je perioda vzorkování, $\mathbf{R}_n^b(\mathbf{q}_k)$ je rotační matice, $\mathbf{g}^n = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 9.81 \end{pmatrix}^T \text{ms}^{-2}$ je vektor gravitačního zrychlení, \mathbf{f}_{k+1}^b je vektor specifické síly, jehož konkrétní výpočet je různý v různých algoritmech a bude blíže specifikován v podrobnějším popisu jednotlivých algoritmů.

Pozice

Vektor pozice je nutnou součástí stavu pouze některých algoritmů. Při výpočtu se vychází ze vztahu k rychlosti (3.12):

$$\mathbf{p}_{k+1}^n = \mathbf{p}_k^n + \Delta t \mathbf{R}_b^n(\mathbf{q}_k) \mathbf{v}_k^b \quad (4.7)$$

kde byl zanedbán vliv zrychlení. To je možné pro krátké periody vzorkování.

Stavy modelované jako Gauss-Markovský proces 1. řádu

Pro ostatní stavy v algoritmech již nelze predikovat hodnoty na základě nějakých vstupních signálů. Tyto stavy jsou modelovány pomocí Gauss-Markovského procesu prvního řádu. Diskrétní rovnice pro vývoj tohoto procesu je [11]:

$$x_{k+1} = \beta_D x_k + W \quad (4.8)$$

kde $\beta_D = e^{-\frac{\Delta t}{\tau}}$ a W je diskrétní bílý šum se standardní směrodatnou odchylkou $\sigma_d = \sqrt{\sigma_s \left[1 - e^{-\frac{2\Delta t}{\tau}} \right]}$. Bílý šum W je také někdy nazýván budícím šumem procesu.

4.2 GPS/INS

Algoritmus GPS/INS je v této práci uveden především pro srovnávací účely. Hlavním přínosem práce jsou algoritmy založené na matematickém modelu multikoptéry, ovšem tyto algoritmy mají s GPS/INS mnoho společného. Navíc nově navržené algoritmy by měli být náhradou za GPS/INS, proto je vhodné jejich výsledky srovnávat právě s tímto algoritmem.

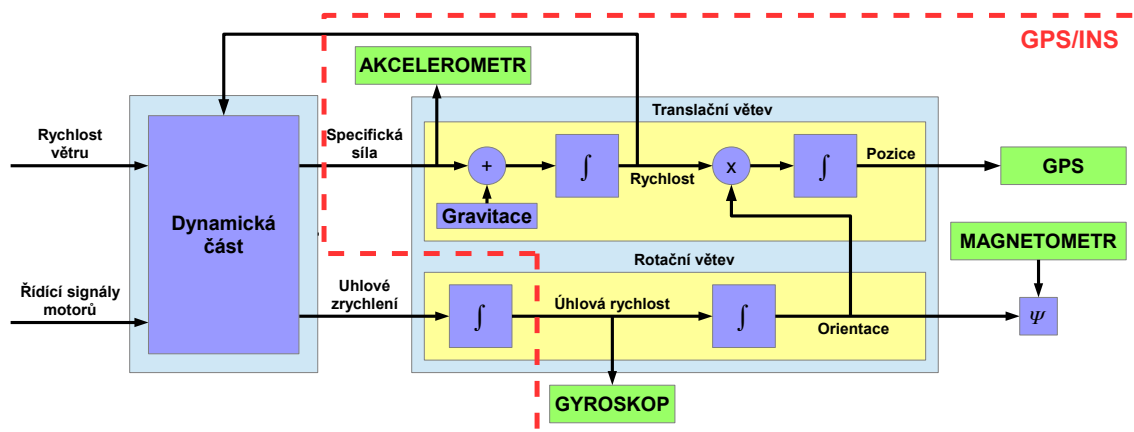
Specifické vlastnosti algoritmu GPS/INS jsou uvedeny v tabulkách 4.1, 4.2, 4.3, 4.4. Inerciální senzory (gyroskop a akcelerometr) jsou použity jako vstup. Stavový prostor pak obsahuje pozici, rychlost, orientaci a také biasy akcelerometru a gyroskopu. Predikční rovnice jsou pro kinematické veličiny stavu založeny na 4.2, 4.5 a 4.7. Měření je pak založeno na hodnotách absolutní pozice z GPS přijímače a z kurzu vypočítaného na základě měření magnetometru.

4.3 Použití dynamického modelu

Algoritmus GPS/INS je při použití levných senzorů závislý na měření pozice. Bez této informace dochází rychle k degradaci přesnosti. Algoritmy zahrnující matematický model multikoptéry si kladou za cíl odstranit tuto závislost a poskytnou orientaci s omezenou chybou i bez měření absolutní pozice. Tyto algoritmy jsou pouhým rozšířením algoritmu GPS/INS. Hlavní rozdíly oproti algoritmu GPS/INS jsou patrné z obr. 4.1, na kterém je přerušovanou červenou čarou vyznačena oblast odpovídající algoritmu GPS/INS.

Zahrnutí dynamického modelu přináší v první řadě alternativní způsob získání hodnot specifické síly a úhlové rychlosti. Pokud jsou dobře definované chybové vlastnosti těchto hodnot, je možné dokázat, že váženým průměrováním se sensorickými hodnotami je dosaženo hodnot, které jsou přesnější než původní hodnoty samotné. Důsledkem toho je zpřesnění odhadu všech ostatních stavů, jelikož jsou přímo závislé na specifické síle nebo úhlové rychlosti.

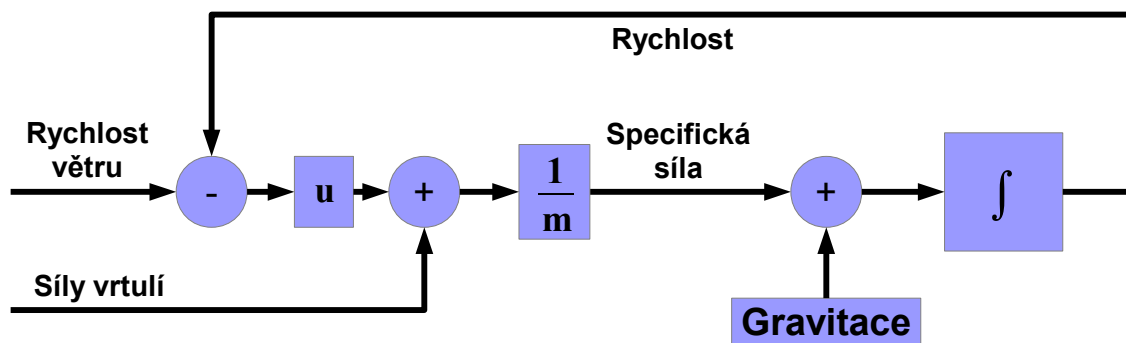
Dalším, méně patrným přínosem je zpětná vazba vedoucí od rychlosti zpět do dynamické části, kde je tato rychlost použita pro výpočet aerodynamické odporové síly. Zjednodušené schéma této vazby je vykresleno na obr. 4.2. Tato vazba je díky chování odporu vzduchu záporná a způsobuje vlastní stabilitu této části modelu.



Obr. 4.1: Základní schéma predikčního modelu algoritmu zahrnujícího model multikoptéry

Vliv zpětné vazby na chování algoritmu má naprosto dominantní vliv oproti zpřesnění plynoucího z nového zdroje informace pro specifickou sílu a úhlové zrychlení. Proto je vhodné vynechat rotační část dynamického modelu [16], u které dochází pouze ke zpřesnění. Je patrné, že oproti GPS/INS je nutné mít k dispozici informaci o silách, které produkují jednotlivé motory s vrtulemi.

Celkově byly navrženy 4 modifikace algoritmu založeném na matematickém modelu. Jejich specifikace jsou opět shrnuty v tabulkách 4.1, 4.2, 4.3, 4.4. Zásadním rozdílem oproti GPS/INS je zahrnutí translační části dynamického modelu. Ten slouží pro výpočet specifické síly. Tím pádem se tedy měřené hodnoty akcelerometru považují za měření a nikoli jako vstup.



Obr. 4.2: Zpětná vazba při použití dynamického modelu

Základní algoritmus založený na modelu multikoptéry - baseModel

Jedná se o základní algoritmus uvažující translační část dynamického modelu multikoptéry. Jako vstupy jsou uvažovány gyroskop a řídicí signály pro jednotlivé motory, které slouží pro stanovení celkové síly od vrtulí. Pro chod tohoto algoritmu je nutné znát parametry odporu vzduchu a také parametry pro přepočítání řídicího signálu motoru na tah vrtule pro danou multikoptéru. Korekci pak zajišťuje měření akcelerometru a opět také kurz vypočítaný na základě měření magnetometru. Stavový prostor je potom shodný s algoritmem GPS/INS.

Algoritmus založený na modelu multikoptéry s automatickým odhadem parametrů - model + Param

První modifikací je zahrnutí všech parametrů potřebných pro výpočet translační části dynamického modelu do stavového prostoru Kalmanova filtru. Tím je potenciální uživatel zbaven povinnosti složitě měřit tyto parametry. Jmenovitě se jedná o jednotlivé složky koeficientu odporu vzduchu $u'_x = \frac{u_x}{m}$, $u'_y = \frac{u_y}{m}$, $u'_z = \frac{u_z}{m}$ a také koeficientu pro přepočítání řídicího signálu motoru na tah $k'_m = \frac{k_m c_m^2}{m}$. Všechny tyto parametry jsou modelovány jako proces náhodné procházky (random-walk). Jedinou změnou oproti základnímu algoritmu je tedy rozšíření stavového prostoru o nové parametry a využití těchto parametrů ve výpočtech specifické síly.

Algoritmus založený na modelu multikoptéry bez využití řídicích signálů motorů - modelBaro

Předchozí algoritmy potřebují pro běh hodnoty řídicích signálů jednotlivých motorů. To může být při implementaci problém, jelikož je požadováno úzké propojení řídicí části multikoptéry ze systémem estimace orientace. Tuto nevýhodu za současného využití výhod dynamického modelu se snaží eliminovat následující modifikace. Jelikož vrtule produkují vztlak pouze v ose z tělesové souřadné soustavy, je možné pro určení této složky specifické síly použít přímo

složku akcelerometru. Ostatní dvě složky specifické síly jsou pak čistě výsledkem aerodynamického odporu vzduchu. Chybějící korekci v podobě měření akcelerometru v ose z lze nahradit měřením výšky pomocí barometru.

Hlavním rozdílem oproti předchozím algoritmům je tedy nepotřebnost hodnot řídicích signálů motorů. Vstup tedy zajišťuje gyroskop a osa z akcelerometru. Měření pak tvoří zbývající osy akcelerometru, barometr a kurz vypočtený pomocí magnetometru. Stavový prostor zůstává stejný jako v případě algoritmu baseModel.

Rozšíření o automatický odhad parametrů - modelBaro + Param

Pro chod algoritmu modelBaro je stále potřebná znalost dvou složek koeficientu odporu vzduchu. I ty je možné u této modifikace zahrnout do stavu eliminovat nutnost jejich externího měření. Stavový prostor je tedy pro tuto modifikaci rozšířen o parametry u'_x a u'_y , které jsou opět modelovány procesem náhodné procházky.

Algoritmus	Stavový prostor
GPS/INS	$\mathbf{x} = \left(\mathbf{q} \ \mathbf{v}^b \ \mathbf{p}^n \ \mathbf{b}_g \ \mathbf{b}_a \right)^T$
baseModel	$\mathbf{x} = \left(\mathbf{q} \ \mathbf{v}^b \ \mathbf{p}^n \ \mathbf{b}_g \ \mathbf{b}_a \right)^T$
Model + Param.	$\mathbf{x} = \left(\mathbf{q} \ \mathbf{v}^b \ \mathbf{p}^n \ \mathbf{b}_g \ \mathbf{b}_a \ k'_m \ \mathbf{u}' \right)^T$
ModelBaro	$\mathbf{x} = \left(\mathbf{q} \ \mathbf{v}^b \ \mathbf{p}^n \ \mathbf{b}_g \ \mathbf{b}_a \right)^T$
ModelBaro + Param.	$\mathbf{x} = \left(\mathbf{q} \ \mathbf{v}^b \ \mathbf{p}^n \ \mathbf{b}_g \ \mathbf{b}_a \ u'_x \ u'_y \right)^T$

Tab. 4.1: Stavové prostory jednotlivých algoritmů

Algoritmus	Vstupní veličiny
GPS/INS	$\mathbf{u} = \left(\mathbf{gyr}^b \ \mathbf{acc}^b \right)^T$
baseModel	$\mathbf{u} = \left(\mathbf{gyr}^b \ d_1 \ \dots \ d_6 \right)^T$
Model + Param.	$\mathbf{u} = \left(\mathbf{gyr}^b \ d_1 \ \dots \ d_6 \right)^T$
ModelBaro	$\mathbf{u} = \left(\mathbf{gyr}^b \ \mathbf{acc}_z^b \right)^T$
ModelBaro + Param.	$\mathbf{u} = \left(\mathbf{gyr}^b \ \mathbf{acc}_z^b \right)^T$

Tab. 4.2: Uvažované vstupní veličiny pro jednotlivé algoritmy

Algoritmus	Měřené veličiny
GPS/INS	$\mathbf{y} = \left(\text{GPS} \quad \psi_m(\mathbf{mag}^b, \mathbf{q}) \right)^T$
baseModel	$\mathbf{y} = \left(\mathbf{acc}^b \quad \psi_m(\mathbf{mag}^b, \mathbf{q}) \right)^T$
Model + Param.	$\mathbf{y} = \left(\mathbf{acc}^b \quad \psi_m(\mathbf{mag}^b, \mathbf{q}) \right)^T$
ModelBaro	$\mathbf{y} = \left(acc_x^b \quad acc_y^b \quad baro \quad \psi_m(\mathbf{mag}^b, \mathbf{q}) \right)^T$
ModelBaro + Param.	$\mathbf{y} = \left(acc_x^b \quad acc_y^b \quad baro \quad \psi_m(\mathbf{mag}^b, \mathbf{q}) \right)^T$

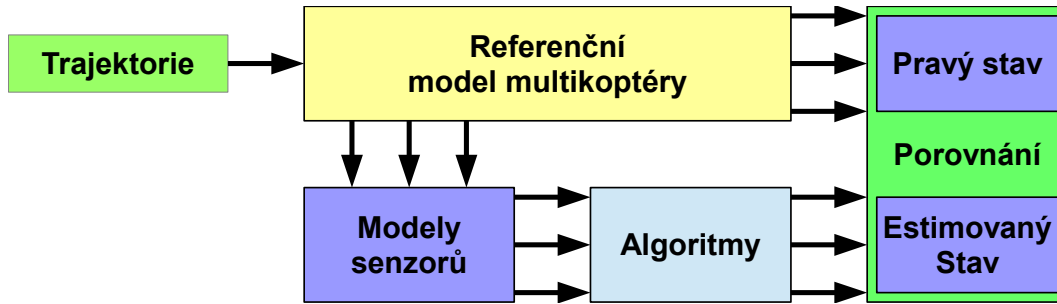
Tab. 4.3: Uvažované měřené veličiny pro jednotlivé algoritmy

Algoritmus	Vzorec pro specifickou sílu
GPS/INS	$\mathbf{f}^b = \mathbf{acc}^b - \mathbf{b}_a$
baseModel	$\mathbf{f}^b = \frac{-k_m c_m^2}{m} \mathbf{z}^b \sum_{i=1}^6 (d_i^2) + \left(\frac{u_x}{m} v_x^b \quad \frac{u_y}{m} v_y^b \quad \frac{u_z}{m} v_z^b \right)^T$
Model + Param.	$\mathbf{f}^b = k'_m \mathbf{z}^b \sum_{i=1}^6 (d_i^2) + \left(u'_x v_x^b \quad u'_y v_y^b \quad u'_z v_z^b \right)^T$
ModelBaro	$\mathbf{f}^b = \left(u'_x v_x^b \quad u'_y v_y^b \quad (acc_z^b - b_z^a) \right)^T$
ModelBaro + Param.	$\mathbf{f}^b = \left(u'_x v_x^b \quad u'_y v_y^b \quad (acc_z^b - b_z^a) \right)^T$

Tab. 4.4: Výpočet specifické síly u jednotlivých algoritmů

5 SIMULACE

Všechny výše uvedené algoritmy byly testovány v simulacích pro ověření jejich funkčnosti a pro porovnání dosažených přesností. Pro účely testování byly vytvořené testovací trajektorie. Pro tyto trajektorie byly na základě matematického modelu uvedeného v kapitole 3 vygenerovány pravé hodnoty kinematického stavu a simulované hodnoty všech senzorů. Simulované hodnoty senzorů byly následně použity pro běh jednotlivých algoritmů. Vypočítané hodnoty stavu byly následně porovnány se skutečným stavem. Schéma simulací je zobrazeno na obr. 5.1. U všech simulací uvedených v této kapitole je uvažována nulová rychlost větru.



Obr. 5.1: Simulační schéma testování algoritmů

5.1 Testovací trajektorie

Byly vytvořeny 4 testovací trajektorie tak, aby byly otestovány různé případy letu a jejich vliv na funkčnost algoritmů odhadu orientace. Každá trajektorie obsahuje v úvodu statickou část trvající 10 s kdy je multikoptéra v klidu. Tato část slouží pro ustálení Kalmanova filtru. Následuje seznam trajektorií spolu s jejich charakteristikami a očekávanými vlivy na algoritmy.

1. Klasický let na traťové body
2. Dynamický let
3. Statický let
4. Statický let s kalibračním manévrem

5.2 Kvantitativní hodnocení algoritmů

Pro každý běh simulace jsou pro jednotlivé Eulerovy úhly stanoveny dvě kvantitativní míry. Je to kvadratický průměr chyby přes celou trajektorii:

$$RMSe = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [\tilde{\alpha}(i) - \alpha(i)]^2} \quad (5.1)$$

a maximální chyba:

$$MAXe = \max_{i \in \langle 1, n \rangle} |\tilde{\alpha}(i) - \alpha(i)| \quad (5.2)$$

5.3 Výsledky simulací

V následujících tabulkách jsou shrnuty výsledky simulací jednotlivých algoritmů pro všechny trajektorie. Čísla v tabulkách vznikla vždy zpracováním 10 běhů simulace pro danou kombinaci algoritmu a trajektorie.

Trajektorie	RMSe (°)			MAXe (°)		
	ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
1. Klasická	1.37	1.24	1.05	6.27	5.28	3.94
2. Dynamická	1.95	1.04	0.79	8.38	4.22	3.06
3. Statická	1.38	1.22	0.86	7.50	4.92	5.70
4. S manévrem	1.28	1.20	0.96	7.09	4.98	4.38

Tab. 5.1: Výsledky simulací algoritmu GPS/INS pro jednotlivé trajektorie

Trajektorie	RMSe (°)			MAXe (°)		
	ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
1. Klasická	0.78	0.65	0.84	3.38	2.90	2.94
2. Dynamická	1.00	0.70	0.71	4.74	3.09	2.52
3. Statická	1.01	0.73	0.70	4.81	2.81	3.53
4. S manévrem	0.76	0.73	0.78	3.02	2.68	3.03

Tab. 5.2: Výsledky simulací základního algoritmu s modelem multikoptéry pro jednotlivé trajektorie - algoritmus baseModel

Trajektorie	RMSe (°)			MAXe (°)		
	ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
1. Klasická	0.78	0.68	0.84	3.35	2.78	2.84
2. Dynamická	1.06	0.68	0.73	5.40	2.56	2.75
3. Statická	1.03	0.76	0.71	4.99	3.21	3.58
4. S manévrem	0.80	0.77	0.80	4.78	3.09	3.28

Tab. 5.3: Výsledky simulací algoritmu s modelem multikoptéry bez řídicích signálů motorů - algoritmus modelBaro

Trajektorie	RMSe (°)			MAXe (°)		
	ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
1. Klasická	0.81	0.69	0.86	3.34	2.88	3.02
2. Dynamická	1.11	0.71	0.69	5.47	2.76	2.58
3. Statická	1.33	1.01	0.79	7.31	7.39	4.31
4. S manévrem	0.79	0.87	0.79	3.70	6.08	2.94

Tab. 5.4: Výsledky simulací algoritmu s modelem multikoptéry a automatickým odhadem parametrů - algoritmus Model + Param

Trajektorie	RMSe (°)			MAXe (°)		
	ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
1. Klasická	1.04	0.76	0.86	6.92	7.46	3.36
2. Dynamická	1.11	0.74	0.78	5.00	2.88	3.50
3. Statická	1.14	0.77	0.73	4.28	4.16	3.20
4. S manévrem	1.04	0.83	0.78	5.36	6.97	3.54

Tab. 5.5: Výsledky simulací algoritmu s modelem multikoptéry bez řídicích signálů motorů s automatickým odhadem parametrů - algoritmus modelBaro + Param

6 VLIV VĚTRU

Do této doby bylo předpokládáno, že je rychlost větru nulová. To je předpoklad, který lze splnit ve vnitřním prostředí. Ve vnějším prostředí je třeba z nenulovou rychlostí větru počítat vždy. Cílem je tedy zjistit jakou degradaci přesnosti nenulová rychlost větru způsobí na již otestovaných algoritmech. Snahou je také stanovit vlastnosti větru, pro který lze již otestované algoritmy bezpečně použít.

Analýzou dynamického modelu multikoptéry je možné zjistit, že nenulová rychlost větru způsobí poruchový signál, který vytváří rozdíl mezi predikovanou hodnotou měření akcelerometru a skutečnou hodnotou měření pokud je uvažována nulová rychlosti větru při predikci. Je možné ukázat, že příspěvek k reziduu (rozdíl predikované a měřené hodnoty) vytváří pouze změny v rychlosti větru. Při znalosti průběhu rychlosti větru je možné přibližně odhadnout příspěvek k reziduu akcelerometru. Příspěvek k reziduu je výstupem filtru typu horní propust se zesílením $K = u'_x$ a dělicí frekvencí $f_c = \frac{u'_x}{2\pi}$. Je tedy patrné, že koeficient odporu vzduchu ovlivňuje negativní působení větru na uvažované algoritmy.

Model větru

Pro ověření vlivu větru na algoritmy estimace orientace byl vytvořen jednoduchý model rychlosti větru. Vítr je v tomto modelu popsán 3D vektorem. Jednotlivé složky tohoto vektoru jsou generovány GM procesem, jehož hodnoty prochází filtrem typu dolní propust s jednotkovým zesílením a s dělicí frekvencí $f_c = 0.1$ Hz.

Vliv větru na přesnost orientace

Pro stanovení parametrů větru, pro které je ještě možné algoritmy bezpečně použít bylo opět provedeno několik simulací. Bylo vytvořeno celkem pět trajektorií, které měli podobný průběh jako klasická trajektorie. V každé působil vítr s různými parametry. Konkrétní nastavení parametrů větru i výsledné přesnosti orientace pro jednotlivé algoritmy shrnuje tabulka 6.1. Všechny algoritmy reagují přibližně stejným způsobem na nenulovou rychlost větru. Ovšem u algoritmů s automatickým odhadem parametrů již občas docházelo k neúměrnému nárůstu chyby pro větší amplitudy rychlosti větru. To lze pravděpodobně přisuzovat špatnému odhadu parametrů při nepřesně predikovaném měření akcelerometru. Ještě pro $STD = 2 \text{ m.s}^{-2}$ lze hovořit o dostačujících přesnostech. Při vyšších hodnotách amplitudy rychlosti větru je již přesnost nedostačující, navíc hrozí nestabilní chování Kalmanova filtru pro algoritmy s automatickým odhadem parametrů.

Byly projeveny snahy o zmírnění nárůstu chyb při nenulové rychlosti větru, jmenovitě navýšení směrodatné odchylky GM procesu, který modeluje bias akcelerometru a dále přidání rychlosti větru do stavového prostoru. Ovšem ani jedna z uvedených metod nedokázala projevy nenulové rychlosti větru snížit.

Algoritmus	RMSe(°)			MAXe(°)		
	ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
Parametry větru: $\tau = 30$ s, STD = 1 m.s ⁻¹						
baseModel	1.22	0.98	1.10	3.41	3.20	2.37
modelBaro	1.39	1.18	1.09	4.66	3.28	3.17
modelParam	1.39	1.11	1.01	3.92	3.07	2.47
modelBaroParam	1.20	1.21	1.13	5.32	3.55	2.93
Parametry větru: $\tau = 30$ s, STD = 2 m.s ⁻¹						
baseModel	1.87	2.29	1.15	5.46	7.13	2.84
modelBaro	2.07	2.92	1.05	6.48	7.30	3.07
modelParam	1.98	2.14	1.20	6.41	5.96	3.07
modelBaroParam	2.18	2.65	0.97	7.21	6.93	2.49
Parametry větru: $\tau = 30$ s, STD = 3 m.s ⁻¹						
baseModel	2.92	2.82	1.35	7.74	7.73	3.58
modelBaro	3.12	3.76	1.52	8.56	9.90	3.50
modelParam	2.76	3.27	1.12	7.16	10.11	2.95
modelBaroParam	3.25	3.20	1.45	7.66	8.64	4.41
Parametry větru: $\tau = 30$ s, STD = 4 m.s ⁻¹						
baseModel	4.04	3.77	1.48	10.08	10.84	4.32
modelBaro	4.64	4.69	1.77	10.66	12.10	5.43
modelParam	3.68	4.99	1.55	9.94	12.01	4.40
modelBaroParam	4.82	4.27	2.37	11.29	10.81	5.63
Parametry větru: $\tau = 30$ s, STD = 5 m.s ⁻¹						
baseModel	4.54	4.65	1.84	12.18	13.37	4.72
modelBaro	5.31	5.40	2.19	13.74	14.98	6.03
modelParam	4.79	5.31	1.85	16.75	12.67	5.03
modelBaroParam	15.52	6.22	8.86	35.44	17.62	23.37

Tab. 6.1: Vliv větru na přesnost orientace pro různé algoritmy

7 ZÁVĚR

Disertační práce pojednává o estimaci orientace multikoptér. Byly představeny různé algoritmy zahrnující model multikoptéry a bylo ukázáno, že tyto algoritmy umožňují i bez periodického měření absolutní pozice poskytovat orientaci s omezenou chybou. Tím jsou potlačeny nevýhody konkurenčních algoritmů. U GPS/INS je hlavní nevýhodou závislost na pravidelném měření absolutní pozice, které je většinou realizováno GPS přijímačem. U komplementárního filtru pak nelze zaručit omezenou přesnost při všech režimech letu. Především pro delší časové úseky s přetížením jsou chyby komplementárního filtru těžko předvídatelné a v podstatě neomezené.

Návrh jednotlivých algoritmů byl navázán na matematický model multikoptéry, jehož popis je také součástí práce. Byly také navrženy algoritmy s automatickým odhadem parametrů, čímž je potenciální uživatel zbaven jakékoliv povinnosti identifikovat parametry konkrétní multikoptéry.

Shrnutí výsledků

Všechny navržené algoritmy byly úspěšně otestovány v simulacích. Každý algoritmus byl otestován pro 4 různé trajektorie. Typické dosažené přesnosti kolem 1° RMSe lze považovat za velmi dobré vzhledem k třídě použitých senzorů.

Další analýza byla věnována vlivu nepřesných parametrů na přesnost orientace u algoritmů bez automatického odhadu parametrů. Výsledky ukazují, že nepřesnost koeficientů odporu vzduchu způsobuje přibližně poloviční nárůst chyby než stejná relativní nepřesnost koeficientu přepočtu řídicího signálu na tah. Výsledky dále ukazují, že stanovení parametrů s 10% relativní přesností je pro bezproblémový chod testovaných algoritmů naprosto dostačující.

Pro vybrané algoritmy byly také provedeny testy na reálných datech. Výsledky testů sice vykazovaly zhoršení přesnosti v porovnání se simulacemi, avšak z největší pravděpodobností za touto degradací přesnosti stojí nedokonalá identifikace parametrů senzorů, která nebyla možná z důvodu omezených informací k reálným datům. I tak ale výsledky ukazují schopnost algoritmů odhadovat orientaci s omezenou chybou.

Dále byl také studován vliv větru na algoritmy uvažující model multikoptéry. Bylo zjištěno, že pouze proměnlivý vítr způsobuje nárůst chyb odhadnuté orientace. Dalšími simulacemi bylo zjištěno, že proměnlivý vítr s amplitudou do $2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ je stále přijatelný pro bezpečný chod algoritmů.

Přínos práce

Celkově práce přináší ucelený přehled o estimaci orientace pro multikoptéry s uvažovaným dynamickým modelem. Hlavním přínosem je důkladné testování navržených algoritmů v simulacích. Byl také navržen nový, doposud v literatuře nevyskytující se algoritmus čerpající výhody zahrnutí dynamického modelu, ovšem bez potřeby znát průběhy řídicích signálů motorů. Tato informace je nahrazena měřením výšky barometrem. Jedná se tedy částečně o

absolutní měření pozice, avšak barometr je senzor, jehož funkce není tak omezena jako v případě GPS (viditelnost nebe). Vyšetřování vlivu větru je také důležitým přínosem, jelikož v literatuře jsou vždy u těchto algoritmů použity předpoklady nulové rychlosti větru a vliv na přesnost studován není.

Podněty pro navazující práci

V práci byla provedena důkladná analýza algoritmů v simulacích. Ověření na reálných datech proběhlo pouze okrajově. Důkladná analýza chování algoritmů s reálnými daty je tedy dalším potřebným krokem před úspěšným nasazením algoritmů do praxe. Nutné je především ověřit správnost lineárního modelu odporu vzduchu ve všech režimech letu. V literatuře se u těchto algoritmů vyskytují jak lineární tak kvadratické modely odporu vzduchu. U obou případů jsou prezentovány úspěšné výsledky v reálných experimentech. Lze tedy předpokládat, že ani jeden z modelů nebude daleko od pravdy a že oba modely poskytují dostatečnou aproximaci reálného aerodynamického chování pro uvažované rychlosti. U reálných multikoptér se často do měření inerciálních senzorů promítají velké vibrace. Analýza vlivu vibrací by také přispěla k úspěšné implementaci na reálné multioptéry.

Dalším aspektem je magnetometrické měření kurzu. Ten byl v této práci značně zjednodušen a bylo předpokládáno, že magnetometr poskytuje dostatečně přesnou informaci o kurzu za všech podmínek. To jistě není reálný případ. Jedná se však o relativně často řešené téma. Mělo by být tedy možné velké množství poznatků zjistit z již publikované literatury.

LITERATURA

- [1] N.A. Chaturvedi, A.K. Sanyal, and N.H. McClamroch. Rigid-body attitude control. *Control Systems, IEEE*, 31(3):30–51, June 2011.
- [2] ČSN 31 0001. Letectví a kosmonautika - terminologie, 2005.
- [3] M. Euston, P. Coote, R. Mahony, Jonghyuk Kim, and T. Hamel. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing uav. In *Intelligent Robots and Systems, 2008. IROS 2008. IEEE/RSJ International Conference on*, pages 340–345, Sept 2008.
- [4] R. Mahony, T. Hamel, and Jean-Michel Pflimlin. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 53(5):1203–1218, June 2008.
- [5] G. Baldwin, R. Mahony, J. Trumpf, T. Hamel, and T. Cheviron. Complementary filter design on the special euclidean group $se(3)$. In *Control Conference (ECC), 2007 European*, pages 3763–3770, July 2007.
- [6] Robert Mahony, Vijay Kumar, and Peter Corke. Multicopter aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2012.
- [7] Eun-Hwan Shin. *Estimation Techniques for Low-cost Inertial Navigation*. PhD thesis, The University of Calgary, 2005.
- [8] D. Titterton, J.L. Weston, and Institution of Electrical Engineers. *Strapdown Inertial Navigation Technology, 2nd Edition*. Electromagnetics and Radar Series. Institution of Engineering and Technology, 2004.
- [9] Xiaoying Kong. Ins algorithm using quaternion model for low cost imu. *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 46(issue 4):221–246, 2004.
- [10] Jay Farrell. *Aided navigation : GPS with high rate sensors*. McGraw-Hill, New York, 2008.
- [11] Robert Rogers. *Applied mathematics in integrated navigation systems*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Va, 2007.
- [12] M. Koifman and I. Y. Bar-Itzhack. Inertial navigation system aided by aircraft dynamics. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 7(4):487–493, July 1999.
- [13] John Macdonald, Robert Leishman, Randal Beard, and Timothy McLain. Analysis of an improved imu-based observer for multicopter helicopters. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2013.

- [14] John C. Macdonald. *Efficient Estimation for Autonomous Multi-Rotor Helicopters Operating in Unknown, Indoor Environments*. PhD thesis, Brigham Young University, 2012.
- [15] Murray Ireland and David Anderson. Development of navigation algorithms for nap-of-the-earth uav flight in a constrained urban environment. *28th International Congress of the Aeronautical sciences*, 2012.
- [16] Philipp Crocoll, Justus Seibold, Georg Scholz, and Gert F. Trommer. Model-aided navigation for a quadrotor helicopter: A novel navigation system and first experimental results. *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation*, 61(4), 2014.
- [17] Robert C. Leishman, John Macdonald, Randal W. Beard, and Timothy W. McLain. State estimation with an improved dynamic model. *IEEE Control Systems*, 34(1):28–41, 2014.
- [18] Robert Leishman, John Macdonald, Stephen Quebe, Jeff Ferrin, Randal Beard, and Timothy McLain. Utilizing an improved rotorcraft dynamic model in state estimation. *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 5173–5178, September 2011.
- [19] Philippe Martin and Erwan Salaun. The true role of accelerometer feedback in quadrotor control. *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2010.

VLASTNÍ PUBLIKAČNÍ ČINNOST

BARÁNEK, R. *Multicopter Attitude Estimation Using Dynamic Model*. In Proceedings of the 21st Conference STUDENT EEICT 2015. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních, 2015. p. 445-449. ISBN: 978-80-214-5148- 3.

DUNÍK, J.; STRAKA, O.; ŠIMANDL, M.; KOST, O.; AJGL, J.; SOTÁK, M.; BARÁNEK, R.; KAŇA, Z. *Estimation of State and Measurement Noise Characteristics*. In Proceedings of the 18th International Conference on Information Fusion, Washington, DC, USA, 2015.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Model-Based Attitude Estimation for Multicopters*. Advances in Electrical and Electronic Engineering - internetový časopis, (<http://advances.utc.sk>), 2014, vol. 2014, no. 5, p. 501-510. ISSN: 1804- 3119.

BARÁNEK, R. *Motor Failure Detection for Multicopters*. In Proceedings Of The 20th Conference Student EEICT 2014 Volume 3. Brno: LITERA Brno, 2014. p. 52-56. ISBN: 978-80-214-4924- 4.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Tuning of Complementary Filter Attitude Estimator Using Precise Model of Multicopter*. ElectroScope - <http://www.electroscope.zcu.cz>, 2013, vol. 2013, no. 5, p. 1-6. ISSN: 1802- 4564.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Model of Multicopter for Development of Algorithms for Autonomous Flight*. In Mechatronics 2013, Recent Technological and Scientific Advances. Switzerland: Springer, 2013. p. 519-526. ISBN: 978-3-319-02293- 2.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Hexacopter Pitch Estimator for a Pitch Stabilizer*. In Proceedings of the IFAC/ IEEE PDES 2012 International Conference. IFAC- PapersOnLine, 10344 Virginia Lee Dr. Centerville, OH 45458, U.S.A.: IFAC-PapersOnLine / Elsevier, 2013. p. 326-329. ISBN: 978-3-902823-21- 2.

FLORIÁN, T.; ŽALUD, L.; BARÁNEK, R.; SCHIOLER, H. *Robot path planning under line of sight constraints*. In MENDEL 2013, 19th International Conference on Soft Computing. Mendel Journal series. 1. Brno, CZ: Nosová Hana, Koperníkova 4362/21, Brno, 2013. p. 307-310. ISBN: 978-80-214-4755- 4. ISSN: 1803- 3814.

BARÁNEK, R. *Tuning of Complementary Filter Attitude Estimator Using Precise Model of Multicopter*. In Proceedings Of The 18th Conference Student EEICT 2012 Volume 3. Brno: LITERA Brno, 2013. p. 62-66. ISBN: 978-80-214-4695- 3.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Attitude Control of Multicopter*. ElectroScope - <http://www.electroscope.zcu.cz>, 2012, vol. 2012, no. 5, p. 1-5. ISSN: 1802- 4564.

BARÁNEK, R. *Inertial Measurement Unit – Data Fusion and Visualization using MATLAB*. In Proceedings of the IFAC/ IEEE PDES 2012 International Conference. IFAC- PapersOnLine, 10344 Virginia Lee Dr. Centerville, OH 45458, U.S.A.: IFAC-PapersOnLine / Elsevier, 2012. p. 12-17. ISBN: 978-3-902823-21- 2.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Senzor Orientace Založený na Zpracování Dat z Inerciálních Snímačů*. In Workshop Perspektivní projekty vývoje řídicích a senzorických technologií 2012 - Sborník příspěvků. Brno: VUT- FEKT, 2012. s. 33-38. ISBN: 978-80-214-4527- 7.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Modelling and Control of a Hexa-copter*. In Proceedings of the 2012 13th International Carpathian Control Conference (ICCC). 1. Faculty of BERG, Technical University of Košice, B. Němcovej 3, 042 00 Košice: ICC 2012, Institute of Control and Informatization of Production Processes, 2012. p. 19-23. ISBN: 978-1-4577-1866- 3.

BARÁNEK, R. *Attitude Control of Multicopter*. In *Proceedings Of The 18th Conference Student EEICT 2012 Volume 3*. Brno: LITERA Brno, 2012. p. 96-100. ISBN: 978-80-214-4462- 1.

BARÁNEK, R.; ŠOLC, F. *Mnohorotorové vrtulníky k použití v budovách i otevřeném terénu*. Automa, 2011, roč. 17, č. 12, s. 45-47. ISSN: 1210- 9592.

ABSTRAKT

Tato dizertační práce se zabývá estimací orientace multikoptér. Především je zkoumáno zahrnutí dynamického modelu multikoptéry do estimačního algoritmu za účelem zpřesnění odhadnuté orientace. Ukazuje se, že zahrnutí dynamického modelu multikoptéry přináší velké výhody oproti konkurenčním algoritmům, kterými jsou GPS/INS či komplementární filtr. Cílem studie je mimo jiné testování možnosti odhadovat parametry dynamického modelu multikoptéry za běhu algoritmu. Dále je také studován vliv větru na přesnost estimované orientace. Algoritmy jsou založeny na nelineární verzi Kalmanova filtru. Celkově zahrnutí dynamického modelu multikoptéry přináší možnost odhadovat orientaci s omezenou chybou i bez nutnosti pravidelného měření absolutní pozice. Výsledkem práce je také nový algoritmus, který nevyžaduje kromě dat ze senzorů žádné pravidelné informace od multikoptéry (např. řídicí signály motorů).

KLÍČOVÁ SLOVA

Estimace orientace, Multikoptéry, Kalmanův filtr

ABSTRACT

This dissertation deals with attitude estimation of multicopters. Mainly the use of multicopter dynamic model in order to gain accuracy is investigated. It shows that the usage of multicopter dynamic model brings advantage contrary to other known algorithms for attitude estimation such as GPS/INS or complementary filter. Besides others one goal is to study the possibilities to estimate the parameters of dynamic model on-line. Further the influence of wind speed is also investigated. The algorithms are based on a nonlinear Kalman filter. The use of dynamic model of multicopters reveals the possibility of estimating attitude with bounded error even without periodic measurement of absolute position. The result of the dissertation is also a new algorithm which does not require information about the multicopter motors.

KEYWORDS

Attitude estimation, Multicopters, Kalman filter

BARÁNEK, Radek *Estimace orientace multikoptér*: dizertační práce - zkrácená verze. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, Ústav Automatizace a Měřicí techniky, 2015. 31 s. Vedoucí práce byl prof. Ing. František Šolc, CSc.