

Sterowanie i projekt sterowca autonomicznego*

Streszczenie rozszerzone

mgr inż. Wojciech Adamski
Politechnika Poznańska
Wydział Informatyki
Instytut Automatyki i Robotyki

promotor:

dr hab. inż. Przemysław Herman, prof. PP

recenzenci:

dr hab. inż. Alicja Mazur, prof. PWr

dr hab. inż. Wojciech Paszke, prof. UZ

1 Motywacja

Sterowce są maszynami latającymi, które unoszą się dzięki statycznej sile wyporu. Najważniejszą konsekwencją tej właściwości jest możliwość pozostawania w powietrzu bez potrzeby ciągłego dostarczania energii. Dzięki temu, wydają się one być bardzo interesującym rozwiązaniem transportowym. Jednak w dzisiejszych czasach nie są powszechnie stosowane. Aby odpowiedzieć dla czego tak jest, przedstawiono najważniejsze zalety i wady sterowców, co w efekcie doprowadzi do wyjaśnienia podstawowej motywacji, która była powodem powstania niniejszej pracy.

W rozprawie opisano niepublikowane dotychczas wyniki badań, które zostały zainspirowane wcześniejszymi pracami autora, w szczególności [1, 2, 3].

1.1 Cechy charakterystyczne sterowców

Główne zalety sterowców:

- Minimalny koszt energetyczny utrzymania się w powietrzu.

*Praca powstała w wyniku realizacji projektu badawczego o nr 2011/03/B/ST7/02524 finansowanego ze środków Narodowego Centrum Nauki

- Odporność na awarie układu napędowego. Nawet w przypadku utraty wszystkich silników napędowych sterowiec o odpowiednio zbilansowanej wyporności pozostanie w powietrzu.
- Możliwość wykorzystania prądów powietrznych jako siły napędowej.
- Duża powierzchnia powłoki pozwalająca na montaż baterii słonecznych, które na obecnym poziomie rozwoju tej technologii, mogą stanowić realne źródło energii napędowej.
- Niskie wymagania dotyczące infrastruktury. Brak potrzeby wykorzystania pasów startowych.

Podstawowe wady sterowców:

- W przypadku dużego rozdarcia powłoki, gwałtowna utrata wyporności.
- Spadająca wyporność gazu nośnego wraz ze wzrostem wysokości lotu.
- Podatność na ekstremalne warunki atmosferyczne.
- Wysokie opory powietrza będące konsekwencją dużej powierzchni powłoki sterowca.
- Prędkości przelotowe kilkakrotnie niższe od osiągniętych przez samoloty.

Przeanalizujemy wymienione wady bardziej szczegółowo.

1.1.1 Gwałtowna utrata wyporności

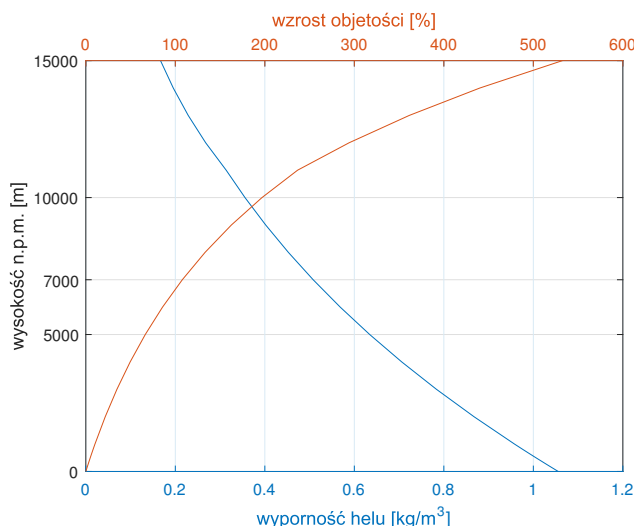
Gwałtowne rozdarcie powłoki jest problemem natury technologicznej i w dzisiejszych czasach istnieją materiały lekkie, słabo przepuszczające hel oraz odporne na rozdarcia. Analizę właściwości różnych materiałów na powłoki przeprowadzili między innymi [4], [5] oraz [6].

W kontekście gwałtownego rozdarcia powłoki warto zauważyć, że najbardziej spektakularne katastrofy sterowców były spowodowane gwałtownym zapłonem gazu nośnego, którym na początku XX wieku był wodór. W dzisiejszych czasach najczęściej wykorzystywanym gazem nośnym jest zdecydowanie bardziej bezpieczny hel [7].

1.1.2 Zmiana wyporności gazu nośnego

W warunkach normalnych, to znaczy przy temperaturze 0°C na poziomie morza, wyporność 1 m^3 helu jest równa w przybliżeniu 1 kg . Rysunek 1 przedstawia wykres zależności pomiędzy wysokością, a wypornością helu oraz wyrażonym w procentach wzrostem jego objętości niezbędnym do zachowania wyporności startowej. Został on opracowany w oparciu o Standardowy Model Atmosfery ISO 2533:1975 [8]. Na wysokości 7 km wyporność helu równa się już

tylko około 0.5 kg/m^3 , natomiast na 10 km około 0.35 kg/m^3 . Oznacza to, że projektując sterowiec dla którego zakłada się ruch na maksymalnym pułapie 7 km, początkowa objętość helu nie może przekraczać 50% objętości powłoki.



Rysunek 1: Wyporność helu

Wypełniony helem cylinder o stałym promieniu 5 m i początkowej długości 13 m, w standardowej atmosferze jest w stanie unieść 1000 kg ładunku na wysokość 7 km wydłużając się przy tym do 26 m. W praktyce problem rozszerzania się gazu nośnego jest rozwiązywany przez umieszczanie wewnątrz powłoki o maksymalnej przewidywanej objętości tak zwanych balonetów, czyli elastycznych balonów wypełnionych powietrzem, które wraz ze zwiększeniem się objętości gazu nośnego jest wypychane na zewnątrz.

1.1.3 Ekstremalne warunki atmosferyczne

Obiektywne porównanie odporności różnych rodzajów maszyn latających na niekorzystne warunki pogodowe jest zadaniem trudnym. Dotychczas, w przypadku sterowców, najbardziej miarodajnym wydarzeniem wydaje się być sytuacja opisana przez Raya A. Grossnicka [9]:

„Dowódca operacji marynarki wojennej Stanów Zjednoczonych zlecił mniej więcej w tym samym czasie serię testów mających na celu ocenę zdolności sterowców do patrolowania w każdych warunkach pogodowych w trybie ciągłym. Cechy te były szczególnie ważne w latach 50-tych, ponieważ USA poszukiwały niezawodnej, wysoko-wydajnej platformy AEW (Airborne Early Warning - lotniczy system wczesnego ostrzegania), która wykrywałaby nadlatujące bombowce wroga.

Począwszy od 14 stycznia 1957 r., przez 10 dni, 200 mil od wybrzeża New Jersey, utrzymywano stały patrol, prowadzony przez

personel z Naval Air Development Unit, South Weymouth oraz Airship Airborne Early Warning Squadron 1.

Pogoda okazała się najsurowszą częścią testu. Był to najgorszy okres w tym regionie od 35 lat. Załogi i ich sterowce radziły sobie ze śniegiem, marznącym deszczem, lodem, gradem, mgłą, deszczem, zerowymi temperaturami i dużymi wiatrami powierzchniowymi. **Podczas patrolu wszystkie samoloty wojskowe i komercyjne zostały uziemione z powodu złej pogody, ale sterowce kontynuowały swoją działalność i patrole bez nie-szczęśliwych wypadków.**” (tłumaczenie autora)

1.1.4 Wpływ wiatru

Konsekwencją dużej objętości oraz co się z tym wiąże dużej powierzchni powłoki sterowców, jest potrzeba równoważenia znaczących oporów aerodynamicznych. Produkowany od 1997 roku sterowiec Zeppelin LZ NT07-101 jest w stanie lecieć z maksymalną prędkością 125 km/h [10], co w kontekście odporności na silny wiatr można zinterpretować jako możliwość poruszania się, teoretycznie nawet w trakcie słabszych huraganów pierwszej kategorii zgodnie ze skalą Saffira-Simpsona [11]. Oczywiście w praktyce próg maksymalnego dopuszczalnego wiatru jest niższy, ale przytoczony przykład pokazuje, że sterowce do lotu nie wymagają wyjątkowo korzystnych warunków wiatrowych. Dodatkowo, dzięki dobrze rozwiniętym metodom stawiania krótkoterminowych prognoz pogodowych oraz tworzenia map wiatrowych warto zauważyć możliwość dostosowania pułapu lotu do aktualnie najkorzystniejszych warunków. Wykorzystanie różnych kierunków wiatru na różnych wysokościach, z powodzeniem jest wykorzystywane w trakcie lotów balonami na ogrzane powietrze.

1.1.5 Klasyfikacja sterowców, jako środka transportu

Osiągane obecnie maksymalne prędkości lotu sterowców na poziomie ~120 km/h są oczywiście znacznie mniejsze niż samolotów, czy helikopterów. Jednak możliwość unoszenia w powietrzu ładunku bez wydatkowania energii, pozwala na porównanie ich ze środkami transportu lądowego. W takim zestawieniu osiągnięte prędkości wydają się być satysfakcjonujące zwłaszcza, że sterowce mają znikome wymagania dotyczące infrastruktury czy ukształtowania terenu.

1.2 Problem naukowy

Subiektywnie jednym z kluczowych elementów powstrzymujących rozwój sterowców jako rzeczywistej alternatywy w niektórych zadaniach transportowych jest wymóg sterowania ich przez wykwalifikowanych pilotów. Wiąże się to z ograniczeniem maksymalnego czasu lotu, oraz ze zwiększeniem minimalnej masy konstrukcji. To właśnie w tym kontekście interesująca jest idea sterowców poruszających się autonomicznie.

Z punktu widzenia dynamiki sterowce mogą być traktowane jako bryła sztywna poruszająca się w przestrzeni trójwymiarowej. Wynikająca z charakterystyki tych obiektów potrzeba możliwie maksymalnego ograniczenia masy, sugeruje nałożenie ograniczenia konstrukcyjnego w postaci braku wymuszenia w kierunku osi poprzecznej do głównej osi ruchu. Wynika to z faktu, iż zastosowanie dedykowanych silników kontrolujących ruch poprzeczny, lub dodanie możliwości zmiany orientacji silników napędowych wokół osi pionowej obiektu, komplikuje projekt oraz zwiększa masę konstrukcji, co ogranicza ilość ładunku możliwego do uniesienia. Dodatkowo zmienność parametrów fizycznych sterowców, takich jak rozkład masy uzależniony od temperatury i ciśnienia atmosferycznego, wysoki poziom zakłóceń zewnętrznych oraz trudność dokładnego pomiaru i estymacji stanu sprawiają, że poruszony w niniejszej pracy problem jest zagadnieniem interesującym z naukowego punktu widzenia.

2 Zakres i wkład pracy

Sterowiec będący tematem pracy, może być postrzegany jak bryła sztywna poruszająca się w przestrzeni trójwymiarowej w polu grawitacyjnym. Z powodów wyjaśnionych w rozdziale 1, badany obiekt jest niedosterowany, gdyż z założenia nie ma możliwości bezpośredniego oddziaływania na ruch obiektu w kierunku lokalnej osi Y (osi poprzecznej do kierunku głównego). W rozważanym przypadku obiekt posiada sześć stopni swobody i tylko pięć sygnałów wejściowych. Deficyt ten istotnie utrudnia syntezę algorytmu sterowania ruchem.

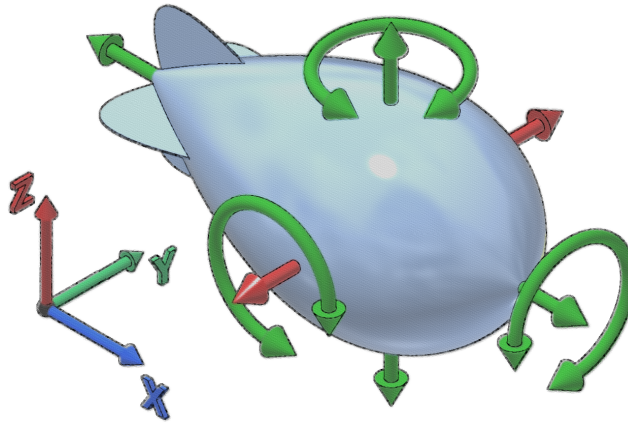
2.1 Cel pracy

Klasycznie definiowany błąd położenia i orientacji bryły sztywnej w przestrzeni trójwymiarowej wyrażony w układzie lokalnym składa się z trzech elementów opisujących błąd położenia i zazwyczaj trzech błędów orientacji. Z powodu deficytu sterowań sygnały sterujące nie mają bezpośredniego wpływu na wszystkie składowe błędy konfiguracji. Teza pracy stanowi, że dla obiektu o dynamice określonej w sposób przybliżony¹ oraz przy braku wymuszenia w stopniu swobody poprzecznym do dominującego kierunku ruchu (por. Rysunek 2) istnieje pomocniczy błąd konfiguracji $\mathbf{e}$ taki, że możliwe jest bezpośrednie oddziaływanie wejść sterujących na każdą jego składową oraz dla $\|\mathbf{e}\| \leq \delta$ błąd śledzenia pozycji opisany w układzie bazowym jest ograniczony przez $\hat{\delta} \geq \|\mathbf{e}^b\|$, przy czym $\delta, \hat{\delta}$ oznaczają dodatnie stałe.

Istnieje również reguła sterowania:

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau}(\mathbf{e}(t), \dot{\mathbf{e}}(t)), \quad (1)$$

¹Dynamika określona w sposób przybliżony oznacza znajomość tylko aproksymowanych wartości elementów macierzy mas oraz parametrów tłumienia.



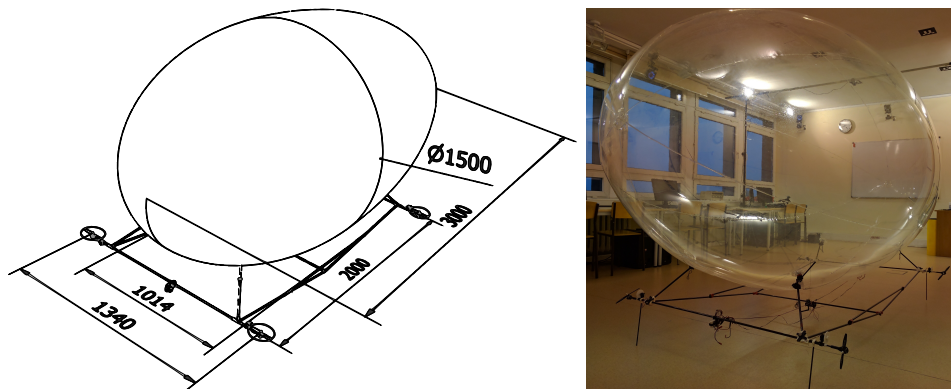
Rysunek 2: Wizualizacja sterowca z zaznaczonymi kierunkami działania sił i momentów sił. Kolorem czerwonym zaznaczono kierunek wzdłuż którego nie działa sygnał sterujący.

która zapewnia zbieżność błędu pomocniczego $\mathbf{e}$ do pewnego otoczenia zera o promieniu δ , tj.:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{e}(t)\| \leq \delta. \quad (2)$$

2.2 Zakres pracy

W ramach tej pracy zaprojektowano oraz skonstruowano stanowisko badawcze w postaci sterowca autonomicznego, opisane w rozdziale 4 (Rysunek 3). Zaproponowano również algorytm sterowania opracowany w szczególności dla sterowców z niepełnym zestawem wymuszeń. W rozdziale 5 wyjaśniono opis matematyczny obiektu wykorzystany do analizy poruszanego problemu. Rozdział 6 omawia sposób syntezy autorskiego algorytmu. Rozdziały 7 oraz 8 opisują kolejno metodykę badań i wyniki weryfikacji symulacyjnej oraz eksperymentalnej zaproponowanego rozwiązania. W elektronicznej wersji pracy załączone zostały nagrania video przeprowadzonych eksperymentów.



Rysunek 3: Szkic projektu oraz zdjęcie sterowca

Zgodnie z wiedzą autora, w trakcie powstawania pracy nie był znany algorytm przeznaczony do tego typu obiektów pozwalający na realizowanie zadania śledzenia trajektorii w trzech wymiarach, bez dekompozycji zadania na sterowanie dwoma podsystemami: jednym związanym z regulacją wysokości oraz drugim dotyczącym śledzenia trajektorii planarnej. Przedstawiony algorytm jest propozycją rozwiązania problemu ruchu w przestrzeni trójwymiarowej bez separacji zadań z naciskiem położonym na możliwość praktycznej implementacji.

Dodatkowo przedstawione rozwiązanie zostało zweryfikowane eksperymentalnie, co w badaniach związanych z poruszaną tematyką jest rzadkością. Eksperymenty zostały wykonane przy wykorzystaniu stanowiska laboratoryjnego wykonanego przez autora pracy.

2.3 Opis proponowanego algorytmu

Proponowany algorytm sterowania wynika z przyjęcia pewnego kompromisu motywowanego zastosowaniami praktycznymi. W przypadku sterowców, dokładne odtworzenie trajektorii pozycyjnej i orientacyjnej jest zadaniem nieadekwatnym do charakteru obiektu. Wynika to z trudności wyznaczenia trajektorii dopuszczalnej, która silnie zależy od właściwości środowiska, w którym przemieszczają się sterowce. Zadaniem mającym zdecydowanie większe znaczenie wydaje się być odtworzenie jedynie trajektorii pozycyjnej z możliwie małym błędem.

2.4 Definicja błędów pomocniczych

Propozycja autora polega na zdefiniowaniu takiego błędu pomocniczego $\mathbf{e}$, na którego wszystkie elementy będzie mógł wpływać układ wykonawczy, a jego ograniczenie będzie w sposób priorytetowy prowadziło do redukcji błędu we wszystkich stopniach swobody opisujących pozycję. Przyjęty kompromis polega na uchyleniu żądania asymptotycznej zbieżności w zadaniu śledzeniu trajektorii całej konfiguracji. W szczególności w rozważanym algorytmie zerowy błąd pomocniczy nie implikuje zerowego błędu w stopniach swobody związanych z orientacją.

Do opisu ruchu sterowca w przestrzeni trójwymiarowej wykorzystano następujące równania kinematyki:

$$\dot{\mathbf{p}}_g^b = \mathbf{R}_g^b \cdot {}^p\boldsymbol{\nu}^g, \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{R}}_g^b = \mathbf{R}_g^b \cdot \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_g^g), \quad (4)$$

oraz dynamiki:

$$\boldsymbol{\nu}^g = \begin{bmatrix} {}^p\boldsymbol{\nu}^g \\ \boldsymbol{\omega}_g^g \end{bmatrix}, \mathbf{S}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & -{}^3x & {}^2x \\ {}^3x & 0 & -{}^1x \\ -{}^2x & {}^1x & 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

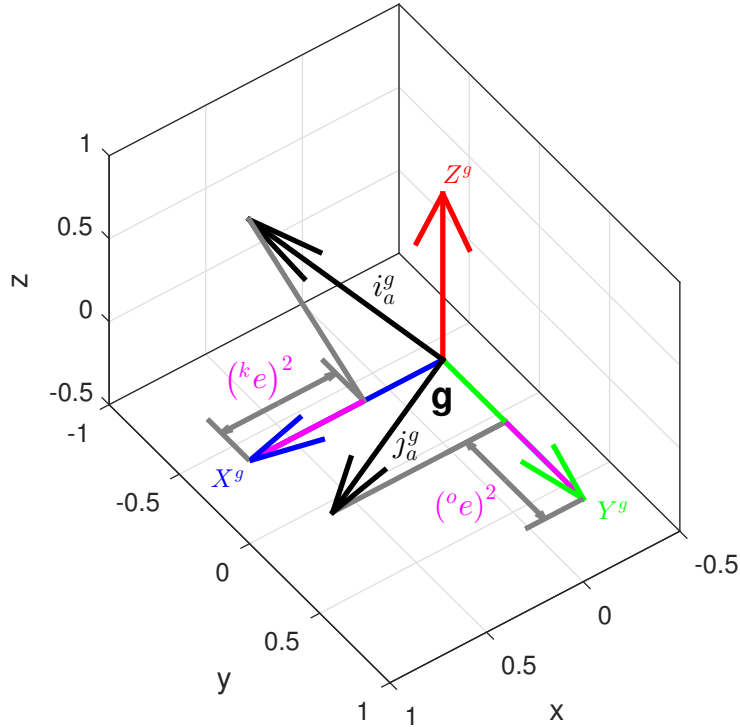
$$\boldsymbol{\nu}^* = \text{diag}(\text{sign}(\boldsymbol{\nu}^g)) \cdot \text{diag}(\boldsymbol{\nu}^g) \cdot \boldsymbol{\nu}^g, \quad (6)$$

$$\dot{\boldsymbol{\nu}}^g = \mathbf{M}^{-1} \cdot \boldsymbol{\tau} - \mathbf{M}^{-1} \cdot (\mathbf{C} \cdot \boldsymbol{\nu}^g + \mathbf{C}_p \cdot \boldsymbol{\nu}^* + \mathbf{F}_g(\mathbf{R}_b^g)), \quad (7)$$

gdzie $\boldsymbol{\nu}^g$ oznacza wektor prędkości lokalnych obiektu, postępowych ${}^p\boldsymbol{\nu}^g$ oraz obrotowych $\boldsymbol{\omega}_g^g$. Wektor $\boldsymbol{\tau}$ oznacza wektor sił wymuszających, macierze $\mathbf{M}$ i $\mathbf{C}$ to kolejno macierz mas i momentów bezwładności oraz macierz sił odśrodkowych i Coriolisa. Diagonalna macierz $\mathbf{C}_p$ posiadająca tylko elementy nieujemne opisuje tłumienie, natomiast wektor $\mathbf{F}_g$ wpływ sił grawitacji i wyporu.

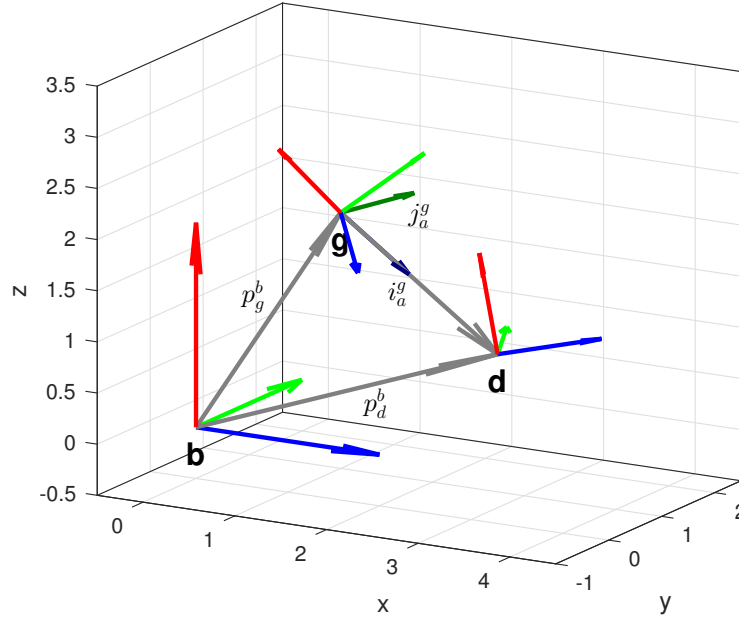
Zaproponowany przez autora wektor błędów pomocniczych $\mathbf{e}$ składa się z trzech elementów:

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} {}^pe \\ {}^ke \\ {}^oe \end{bmatrix}. \quad (8)$$



Rysunek 4: Interpretacja geometryczna błędów pomocniczych. Długości zaznaczonych na różowo fragmentów osi X^g oraz Y^g (układu lokalnego) odpowiadają kolejno kwadratom błędów ke oraz oe .

Pierwszy z nich ${}^p e$ jest zdefiniowany jako norma euklidesowa wektora łączącego początki układów współrzędnych obiektu oraz trajektorii zadanej. Rysunek 4 przedstawia interpretację geometryczną składowych ${}^k e$ oraz ${}^o e$, które określają błąd orientacji. Wersory $\mathbf{i}_a^g$ oraz $\mathbf{j}_a^g$ są wersorami ortonormalnego układu opisującego orientację pomocniczą. Składowa ${}^k e$ jest pewną miarą kąta pomiędzy osią X^g (układu lokalnego), a wersorem $\mathbf{i}_a^g$. Obrót obiektu wokół wersora $\mathbf{i}_a^g$ nie zmienia wartości ${}^k e$. Dlatego aby jednoznacznie określić błąd orientacji między układem lokalnym, a pomocniczym, niezbędne jest dodanie kolejnej składowej. W przyjętym opisie geometrii ${}^o e$ jest pewną miarą kąta między osią Y^g a wersorem $\mathbf{j}_a^g$.



Rysunek 5: Układy współrzędnych

Interpretację geometryczną układu orientacji pomocniczej prezentuje Rysunek 5. Wersor $\mathbf{i}_a^g$ jest równoległy do wektora błędu pozycji między układami lokalnym (g) oraz trajektorii zadanej (d). Natomiast wersor $\mathbf{j}_a^g$ jest wyznaczany w taki sposób, że jest on równoległy do płaszczyzny XY układu bazowego oraz wraz z wersorami $\mathbf{i}_a^g$ i $\mathbf{k}_a^g = \mathbf{i}_a^g \times \mathbf{j}_a^g$ tworzy ortogonalny układ współrzędnych. Dodatkowo, z założenia trzecia współrzędna wersora $\mathbf{k}_a^b = \mathbf{R}_g^b \mathbf{k}_a^g$ ($\mathbf{k}_a^g$ wyrażonego w układzie globalnym) jest nieujemna. Innymi słowy, sterowiec nie powinien poruszać się „do góry gondolą”, jeżeli mamy do czynienia ze sterowcem z klasyczną konstrukcją. Jest to ograniczenie projektowe, które wynika z praktycznych przesłanek i oznacza ono, że w trakcie ruchu sterownik będzie redukował przechył boczny.

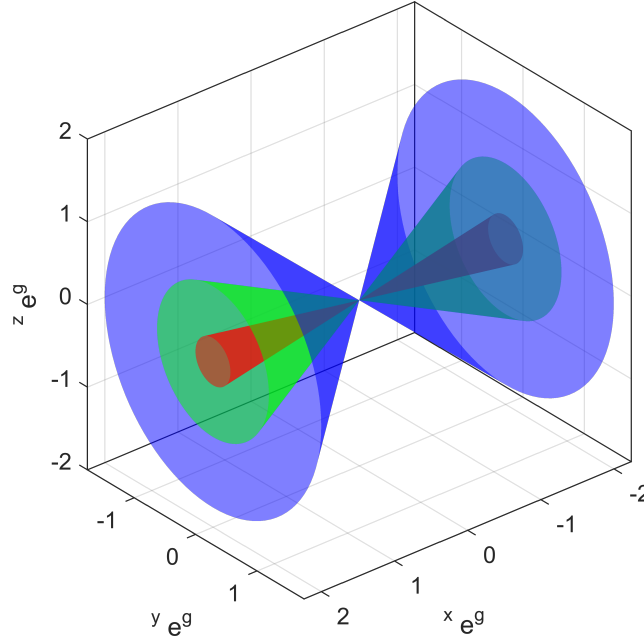
Wektory $\mathbf{p}_g^b$ i $\mathbf{p}_d^b$ reprezentują kolejno położenie obiektu oraz trajektorię w układzie bazowym (b).

Dzięki tak zdefiniowanym błędom pomocniczym, gdy błąd ${}^k e = {}^k \delta$, dla

${}^k\delta \in (0, 1)$ zachodzi zależność:

$$({}^ye^g)^2 = \left(\frac{1}{(1 - {}^k\delta^2)^2} - 1 \right) ({}^xe^g)^2 - ({}^ze^g)^2, \quad (9)$$

gdzie ${}^xe^g$, ${}^ye^g$ oraz ${}^ze^g$ oznaczają składowe błędu pozycji wyrażone kolejno w osiach X^g , Y^g i Z^g układu lokalnego. Oznacza to, że pomimo deficytu sterowań wzdłuż osi Y^g , błąd ${}^ye^g$ jest ograniczony.



Rysunek 6: Powierzchnie ograniczeń zdefiniowanych równaniem (9), dla wartości parametru ${}^k\delta \in \{0.1, 0.3, 0.5\}$, kolejno kolory czerwony, zielony oraz niebieski.

Rysunek 6 przedstawia wizualizację powierzchni zdefiniowanej równaniem (9) dla różnych wartości parametru ${}^k\delta$.

2.5 Sterownik na poziomie dynamiki

Drugim elementem algorytmu jest sterownik na poziomie dynamiki, którego zadaniem jest ograniczanie błędów pomocniczych. W związku z charakterem proponowanych zastosowań, kluczowe właściwości tego algorytmu to odporność na zakłócenia, niepewności modelu oraz błędy pomiarowe.

Autorska propozycja sterownika, mającego na celu sprowadzenie trajektorii σ do możliwie małego otoczenia zera w skończonym czasie ma postać:

$$\tau = -\hat{M}P\Xi^\top \text{sign}(\sigma), \quad (10)$$

gdzie $\hat{\mathbf{M}}$ oznacza odwracalną estymatę macierzy mas spełniającą warunek wystarczająco dokładnej estymacji, $\mathbf{P}$ oznacza diagonalną macierz wzmocnień, Ξ jest macierzą spełniającą równanie:

$$\dot{\mathbf{e}} = \Xi \boldsymbol{\nu}^g + \Xi^d \boldsymbol{\nu}^d, \quad (11)$$

oraz $\text{sign}(\boldsymbol{\sigma})$ jest wektorem przełączeń dla wektora płaszczyzn ślizgowych:

$$\boldsymbol{\sigma} = \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}(\mathbf{e} - \boldsymbol{\delta}), \quad (12)$$

gdzie $\mathbf{K}$ jest diagonalną macierzą dodatnich parametrów płaszczyzn ślizgowych, natomiast wektor $\boldsymbol{\delta}$ zawiera parametry z następujących przedziałów:

$$\boldsymbol{\delta} = \begin{bmatrix} {}^p\delta \\ {}^k\delta \\ {}^o\delta \end{bmatrix}, \quad {}^p\delta \in (0, \infty), \quad {}^k\delta, {}^o\delta \in (0, 1). \quad (13)$$

W rozprawie dowiedziono, że gdy spełnione są warunki:

$${}^pe > 0, \quad (14)$$

$${}^pe^j > 0, \quad (15)$$

$${}^ke > 0, \quad (16)$$

$${}^oe > 0, \quad (17)$$

oraz estymata macierzy mas jest określona w taki sposób, że najmniejsza wartość własna macierzy $(\mathbf{M}^{-1} - \hat{\mathbf{M}}^{-1}) \cdot \hat{\mathbf{M}}$ jest nieujemna. Wtedy z wyłączeniem przestrzeni konfiguracyjnej określonej jedną z par warunków:

$${}^xe^g = 0, \quad {}^ze^g = 0, \quad (18)$$

$${}^ye^g = 0, \quad {}^ze^g = 0, \quad (19)$$

$${}^xe^j = 0, \quad {}^ze^j = 0, \quad (20)$$

dla systemu opisanego równaniami (3-7) z deficytem sterowania wzdłuż osi Y (układu lokalnego) wykorzystującego zaproponowaną regułę sterowania (10) dla zadania śledzenia pozycyjnej trajektorii zadanej o ograniczonej prędkości równanie układu zamkniętego dotyczące błędów $\mathbf{e}$ osiąga płaszczyznę ślizgową. W przypadku, gdy trajektorie $\mathbf{e}$ układu zamkniętego znajdują się na płaszczyźnie ślizgowej (12) zachodzi asymptotyczna zbieżność $\mathbf{e}$ do punktu $\boldsymbol{\delta}$, tzn.:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{e}(t)\| \leq \delta, \quad (21)$$

gdzie $\delta = \|\boldsymbol{\delta}\|$ jest parametrem projektowym.

Następnie, na podstawie zależności geometrycznej wynikającej z właściwości błędu pomocniczego (9) można stwierdzić, że błąd w niedosterowanym stopniu swobody jest ograniczony.

Literatura

- [1] W. Adamski, P. Herman, Y. Bestaoui, and K. Kozłowski, “Control of airship in case of unpredictable environment conditions,” in *2010 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*, pp. 843–848, IEEE, oct 2010.
- [2] W. Adamski and P. Herman, “On use of equations of motion for two-rotor airship,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 226, no. 8, pp. 2093–2103, 2012.
- [3] W. Adamski, “A sliding mode control with an adaptation of orientation of an underactuated airship,” in *9th International Workshop on Robot Motion and Control, RoMoCo 2013 - Workshop Proceedings*, 2013.
- [4] T. Miller and M. Mandel, “Airship Envelopes : Requirements, Materials and Test Methods,” tech. rep.
- [5] W. Kang, Y. Suh, K. Woo, and I. Lee, “Mechanical property characterization of film-fabric laminate for stratospheric airship envelope,” *Composite Structures*, vol. 75, pp. 151–155, sep 2006.
- [6] S. Maekawa, K. Shibasaki, T. Kurose, T. Maeda, Y. Sasaki, and T. Yoshino, “Tear Propagation of a High-Performance Airship Envelope Material,” *Journal of Aircraft*, vol. 45, pp. 1546–1553, sep 2008.
- [7] C. Stockbridge, A. Ceruti, and P. Marzocca, “Airship research and development in the areas of design, structures, dynamics and energy systems,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, no. 2, pp. 170–187, 2012.
- [8] Technical Committee ISO/TC 20/SC6, “ISO 2533:1975,” tech. rep., International Organization for Standardization, 1975.
- [9] R. A. Grossnick, *Kite Balloons to Airships...: The Navy’s Lighter-than-Air Experience*. University Press of the Pacific, 2004.
- [10] Zeppelin-nt.de, “Highest level of comfort, with maximum safety..”
- [11] N. H. Center, “Saffir-Simpson Hurricane Wind Scale.”