

BADANIA AUTONOMICZNEGO AEROSTATU

ANDRZEJ BANACH, LESZEK MALINOWSKI, WIESŁAW WRÓBLEWSKI, ZIEMOWIT MALECHA

Politechnika Wroclawska

e-mail: andrzejbanach9@gmail.com; wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl

Artykuł przedstawia koncepcję zastosowania siły wyporności w autonomicznym aerostacie. W tym celu przeanalizowano historię aerostatów, ich konstrukcję oraz ograniczenia, warunki otoczenia, a następnie przeprowadzono symulację końcowej konstrukcji w tunelu aerodynamicznym za pomocą programu ANSYS Fluid. Autonomiczny bezzałogowy aerostat został zaprojektowany jako platforma do wykonywania misji obserwacyjnych, militarnych, naukowych oraz ratunkowych. Zintegrowany system bezzałogowych obiektów mógłby dawać możliwość dokładnego i długotrwałego okresu obserwacji, pomiaru czy re-transmisji danych w dowolnym miejscu na ziemi. Podczas badań obiekt został przebadany poprzez przeprowadzenie symulacji w wirtualnym tunelu aerodynamicznym pod kątem sprawdzenia siły nośnej oraz siły oporu.

1. Wprowadzenie

W klasyfikacji statków powietrznych rozróżniamy dwa podstawowe rodzaje: aerostaty oraz aerodyny. Aerostatami będą statki powietrzne, które mogą się poruszać i utrzymywać w atmosferze na skutek różnicy statycznej ciężarów właściwych gazów nośnych i powietrza. W tej grupie znajdują się balony i sterowce, a więc statki lżejsze od powietrza unoszące się w wyniku zastosowanych gazów nośnych lżejszych od powietrza (wodór, hel). Balony, są to statki powietrzne należące do grupy aerostatów, czyli urządzenia bez własnego napędu silnikowego i bez możliwości sterowania, w przeciwieństwie do sterowców, które dysponują takim napędem i mogą się poruszać w dowolnym kierunku. Balony dzielą się na następujące klasy: balony wolne oraz balony uwięzione. Sterowce to aerostaty jednakże znacząco się różnią od balonów. Kształt czaszy najczęściej jest w kształcie „cygara”, kadłub to zamknięta konstrukcja, do sterowania lotem posiadają napęd oraz stery wysokości. Można je podzielić na trzy rodzaje: szkieletowe, pół-szkieletowe i ciśnieniowe. Warto zwrócić uwagę, że w latach 90. XX wieku rozpoczynają się prace nad sterowcami hybrydowymi. Są to maszyny posiadające cechy aerostatów, ale również aerodyn, czyli statków cięższych od powietrza. Taką konstrukcją jest między innymi Airlander 10.

Po przeanalizowaniu historii i konstrukcji można zauważyć, że głównym ograniczeniem tej grupy statków jest niekorzystny kształt czaszy powodujący znaczne boczne opory powietrza oraz uniemożliwiające lub znacząco utrudniające sterowanie obiektem. W tym celu został opracowany kształt pozwalający zachować główną zaletę aerostatów, jednocześnie maksymalnie ograniczając niekorzystny wpływ oporu kształtu.

Głównym celem urządzenia jest możliwość zawisu w powietrzu przez nieograniczony czas. Napęd aerostatu ma służyć jedynie do zmiany położenia geograficznego na skutek utraty współrzędnych położenia poprzez zniesienie z toru zawisu lub zmianę położenia zadaną przez operatora. W trakcie zawisu, statek może służyć do re-transmisji danych GSM, LTE, GPS, WiFi, ale również do zbierania danych o stanie atmosfery, natężeniu ruchu, prowadzić obserwację terenu (np. terenu objętego konfliktem) bez potrzeby używania innych urządzeń. Tworzenie roju urządzeń nad miejscami dotkniętymi klęską żywiołową (powódź, pożar, trzęsienie ziemi) pozwoli zapewnić obraz i łączność na terenach pozbawionych komunikacji. Dzięki podwieszanej wszechstronnej gondoli, spektrum możliwości jest bardzo szerokie.

2. Materiały i dowody

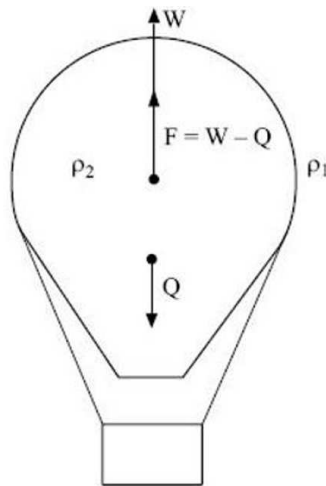
Po przeanalizowaniu składu oraz warstw atmosfery ziemi założono, że w tym badaniu miejscem pracy obiektu będzie troposfera, w której aerostat będzie się unosić na wysokości 3000 m.n.p.m.. Warunki atmosferyczne zostały określone dla obszaru Środkowo-Wschodniej Europy, wiatr do 30 m/s, temperatura -20°C , ciśnienie do 720 hPa, opady deszczu do 20 mm, opady śniegu do 1 cm. Dane zaczerpnięte ze strony <https://www.ventusky.com/> są danymi stworzonymi według modelu pogodowego ICON. Model ten jest numerycznym sposobem prognozowania zjawisk w atmosferze przy zastosowaniu wzorów matematycznych do odwzorowania procesów w niej zachodzących.

Następnie przeanalizowano rodzaje historycznych konstrukcji balonów oraz sterowców. Skupiono się jednak na współczesnej konstrukcji sterowca Airlander 10, którego budowa składa się z trójwarstwowej, laminowanej kombinacji różnych kompozytów.

Kolejnym etapem było wyznaczenie siły wyporu na podstawie prawa Archimedesesa

$$P_g = (\rho_p - \rho_{He})gV$$

gdzie: ρ_p – gęstość powietrza, ρ_{He} – gęstość Helu, g – przyspieszenie ziemskie, V – objętość gazu nośnego.



Rys. 1. Siły działające na aerostat

Masę własną wyznaczamy na podstawie wszystkich mas składowych poszczególnych elementów balonu. Natomiast siła oporu czołowego P_X składa się z oporu ciśnieniowego oraz oporu tarcia

$$P_X = \frac{\rho_p v^2}{2} A C_X$$

gdzie: v – prędkość powietrza, ρ – gęstość powietrza, A – pole powierzchni rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do v , C_x – współczynnik oporu czołowego

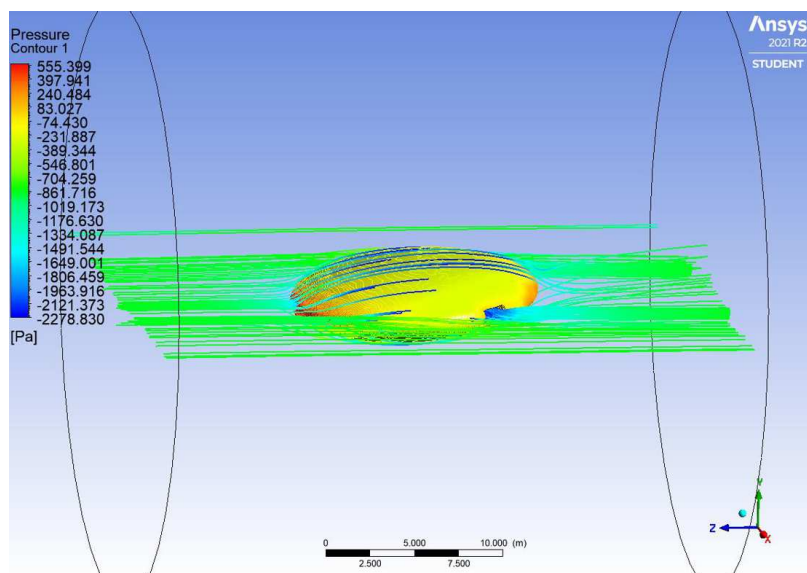
$$C_x = C_{xp} + C_{xt}$$

gdzie: C_{xp} – współczynnik oporu ciśnieniowego, C_{xt} – współczynnik oporu tarcia.

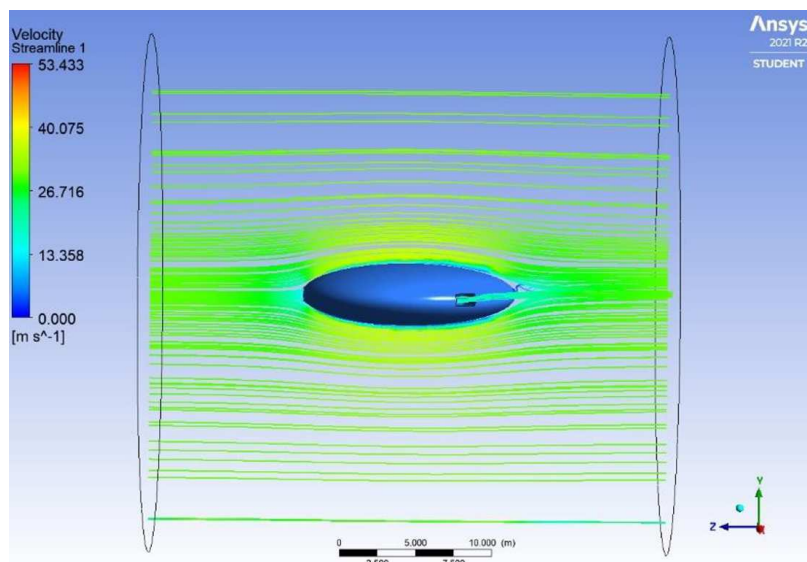
Po wykonaniu obliczeń, przeprowadzaniu analizy termicznej i zjawisk zachodzących wewnątrz czaszy, oszacowaniu mas oraz dobraniu wymiarów został zaprojektowany model 3D, który następnie został wykorzystany do przeprowadzenia symulacji w programie ANSYS Fluid.

3. Rezultaty

Symulacja została przeprowadzona w wirtualnym tunelu w kształcie cylindra dla przepływu laminarnego w zakresie liczb Reynoldsa $526,8 < Re < 946,35$ przy kątach natarcia od -5° do 30° . Warunki fizyczne dla wlotu powietrza do tunelu wynoszą kolejno $v = 30 \text{ m/s}$, $P = 720 \text{ hPa}$, $T = 253 \text{ K}$. Obliczenia zostały wykonane dla 100 iteracji.

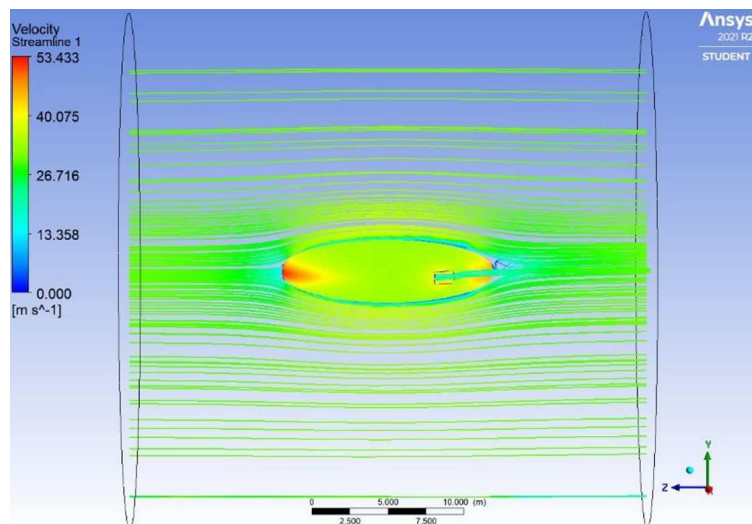


Rys. 2. Rozkład ciśnienia i tor strug powietrza przy kącie natarcia -5°

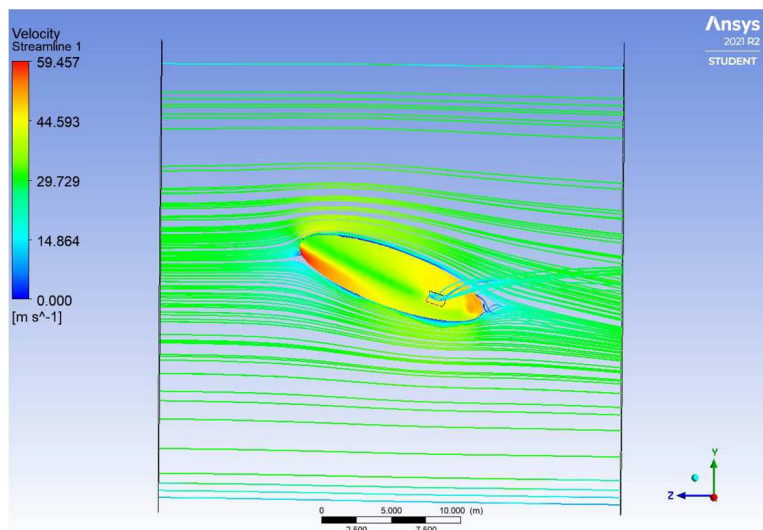


Rys. 3. Przepływ strugi powietrza przy kącie natarcia 0°

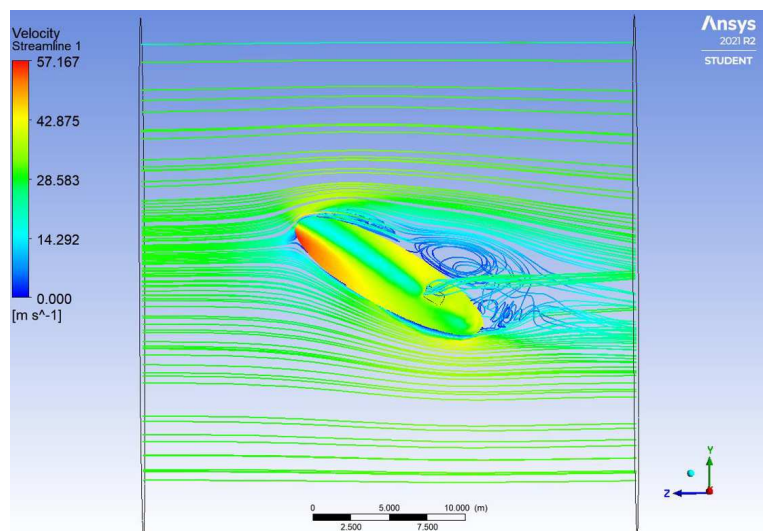
Końcowe wykresy zostały opracowane na podstawie wyników siły nośnej oraz siły oporu dla lotu poziomego pozyskanych z programu ANSYS Workbench dla kątów natarcia w przedziale od $\alpha = -5^\circ$ do $\alpha = 30^\circ$ rosnąco co 5° .



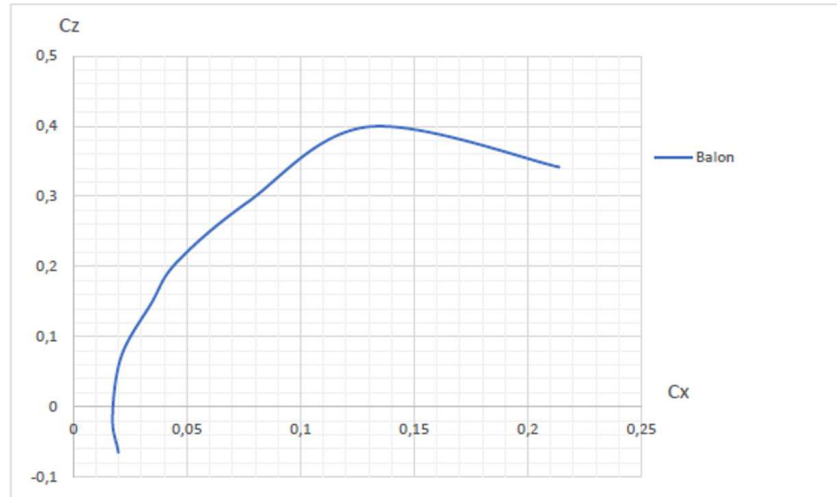
Rys. 4. Rozkład ciśnienia na aerostacie oraz prędkość strug powietrza przy kącie natarcia 0°



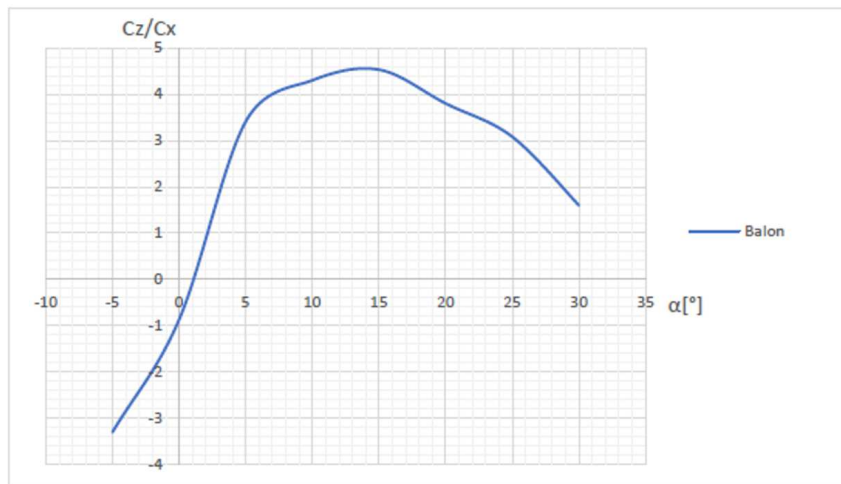
Rys. 5. Prędkość strug powietrza, rozkład ciśnienia na powierzchni aerostatu przy kącie natarcia 20°



Rys. 6. Rozkład ciśnienia oraz prędkość opływających strug powietrza przy kącie natarcia 30°



Rys. 7. Zależność współczynnika siły oporu czołowego od współczynnika siły nośnej



Rys. 8. Biegunowa profilu

4. Podsumowanie

Znaczącą wadą aerostatów jest ich podatność na wiatr boczny powodujący zbaczanie z obranego kursu podczas wykonywanej misji. Z powodów bezpieczeństwa balony napełniane są helem, dość drogim gazem, który zwykle tracimy bezpowrotnie.

Po dokładnym przeanalizowaniu historii, problemów historycznych konstrukcji balonów oraz sterowców, dokładnym zbadaniu warunków fizycznych środowiska pracy, obliczeniu wyporności urządzenia wraz z udźwigiem, zostały dobrane jego wymiary oraz zamodelowany główny kształt czaszy. Problem napędu został rozwiązany w sposób najmniej ingerujący w docelowy kształt czaszy, jakim jest osiowo-symetryczna soczewka. Zaprojektowanie trzech tuneli pod kątem 120° z jednakowymi wlotami, pozwoli zachować urządzeniu osiowo-symetryczny kształt bez konieczności wyznaczania jego przodu i tyłu. Obiekt został przebadany w cylindrycznym tunelu aerodynamicznym, w którym zadano warunki fizyczne odpowiadające warunkom panującym na wysokości 3000 m. Model bryły 3D został przebadany w przedziale kątów natarcia od -5° do 30° rosnąco co 5° .

Wyniki rozkładu ciśnienia na powierzchni pokazują bardzo dokładnie tworzenie się siły nośnej dla każdego kąta natarcia. Przy kącie natarcia 0° widzimy tworzące się nadciśnienie na krawędzi

natarcia i równo rozłożone podciśnienie na dolnej i górnej powierzchni aerostatu. Z wykonanych symulacji można również zauważyć niewielkie różnice ciśnienia dla małych kątów natarcia. Rozkład ciśnienia dla kąta -5° i dla kąta natarcia 5° jest taki sam, co jest spowodowane osiowo symetrycznym kształtem. Przy małych kątach natarcia podciśnienie równomiernie rozkłada się na całej powierzchni balonu. Jedynie przy krawędzi spływu można zauważyć delikatne tworzenie się nadciśnienia.

Symulacje przeprowadzone dla kątów większych niż 10° obrazują wywieranie się nadciśnienia na dolnej powierzchni, co może być dość niebezpiecznym zjawiskiem i powodować zdolność do zwiększania kąta natarcia. Warto zwrócić uwagę w przyszłości, by rozwiązać ten problem przez ustatecznienie urządzenia. Zauważalne jest również zjawisko rosnącego podciśnienia na górnej powierzchni balonu. Można stwierdzić, że im większy kąt natarcia, tym coraz wyższe podciśnienie jest wytwarzane na górnej powierzchni i coraz mniejsze nadciśnienie tworzy się przy krawędzi natarcia. Widoczny jest jeszcze laminarny przepływ. Kąt natarcia równy 25° to kąt, po którym w tylnej części następuje oderwanie się strug powietrza od powierzchni aerostatu.

Ostatnia symulacja zostaje przeprowadzona dla kąta 30° . Mocno zauważalne jest już oderwanie strug powietrza. Widać już również znaczące zawirowania strugi za obiektem.

Zaznaczyć należy, że obiektem badanym był aerostat, którego główną siłą nośną jest siła wyporności, a nie dynamiczna siła nośna. Celem przeprowadzonych badań było uzyskanie charakterystyk aerodynamicznych manewrowego aerostatu. Urządzenie ma za zadanie stwarzać jak najmniejszy opór czołowy i być odporne w jak największym stopniu na boczny wiatr. Powstająca dynamiczna siła nośna na powierzchni balonu w momencie przemieszczania się jest jego dodatkowym atutem, natomiast głównym celem jest jego zawis w pozycji stacjonarnej na wszystkich jego współrzędnych. Aerostat ten ma na celu unoszenie się w jednym miejscu w celu retransmisji danych lub zbierania zadanych danych.

Bibliografia

1. JANKIEWICZ Z., *Aerostaty*, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1982
2. *Loty falowe, Szkolenie szybowcowe*, Aeroklub PRL, Wydawnictwo Komunikacji Łączności, Warszawa 1976
3. ŁANECKA-MAKARUK W., *Mechanika Lotu Szybowców*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1979
4. ŁAZARCZYK J., *Budowa i użytkowanie spadochronów*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1978
5. PAZIO A., *Zasady pilotażu i nawigacji*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1977
6. <http://www.kubicekballoons.eu/>
7. <http://www.samolotypolskie.pl>
8. SOBIERAJSKI W., Praca dyplomowa stopnia magisterskiego „Projekt sterowca obserwacyjnego”, Wrocław 2008
9. <https://www.imgw.pl/>
10. <https://wiadomosci.onet.pl/kraj/1936-katastrofa-polskiego-balonu-w-rosji-antoni-janusz-i-stanislaw-brenk/z7t80s0>
11. <https://www.airships.net/>
12. <https://www.ventusky.com/>
13. BANACH A., Praca dyplomowa stopnia inżynierskiego „Opracowanie charakterystyk aerodynamicznych balonu soczewkowego”, Wrocław 2017

Research of an autonomous aerostat

"The article presents the concept of applying the buoyancy force in an autonomous aerostat. For this purpose, the history of aerostats, their design and limitations, environmental conditions have been analyzed, and then the final structure has been simulated in a wind tunnel using the ANSYS Fluid program. The autonomous unmanned aerostat has been designed as a platform for observatory, military, scientific and rescue missions. An integrated system of unmanned objects can enable accurate and long-term observation, measurement or re-transmission of data anywhere on earth. During the tests, the object was examined by carrying out simulations in a virtual wind tunnel in terms of checking the lift and drag forces.