

**WYBRANE ZAGADNIENIA
Z BUDOWY STATKÓW
POWIETRZNYCH
Definicje, pojęcia i klasyfikacje**

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

**WYBRANE ZAGADNIENIA
Z BUDOWY STATKÓW
POWIĘTRZNYCH
Definicje, pojęcia i klasyfikacje**

Radosław Bielawski

WARSZAWA 2015

Recenzenci
płk dr hab. inż. Bogdan Grenda
dr inż. Paweł Piskur

Projekt okładki
Radosław Bielawski

Opracowanie graficzne okładki
Genowefa Majchrowska

Zdjęcie na okładce
Konrad Kiefert

Skład i łamanie
Małgorzata Gawłowska

Korekta techniczna
Małgorzata Sęktas

© Copyright by Akademia Obrony Narodowej, Warszawa 2015

ISBN 978-83-7523-428-2

Sygn. AON 6324/15

Skład, druk i oprawa: Wydawnictwo Akademii Obrony Narodowej
00-910 Warszawa, al. gen. A. Chruściela 103, tel. 261-814-055, tel./fax. 261-813-752
e-mail: wydawnictwo@aon.edu.pl
Zam. nr 845/15

SPIS TREŚCI

| | |
|--|----|
| WSTĘP | 7 |
| Rozdział I | |
| BUDOWA ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH STATKÓW POWIETRZNYCH | 8 |
| 1. Powstanie i ewolucja konstrukcji lotniczych | 8 |
| 2. Wybrane elementy konstrukcyjne statków powietrznych | 9 |
| 2.1. Parametry konstrukcyjne skrzydła..... | 9 |
| 2.2. Budowa i konstrukcja współczesnego skrzydła | 18 |
| 2.3. Mechanizacja i ruchome elementy skrzydła | 21 |
| 2.4. Winglety | 25 |
| 2.5. Kadłub | 28 |
| 2.6. Podwozie..... | 32 |
| 3. Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych | 36 |
| 3.1. Aluminium i jego stopy..... | 36 |
| 3.2. Tytan i jego stopy | 37 |
| 3.3. Materiały kompozytowe | 38 |
| 4. Charakterystyki eksploatacyjne materiałów konstrukcyjnych | 40 |
| 4.1. Charakterystyki eksploatacyjne metali | 41 |
| 4.2. Charakterystyki eksploatacyjne kompozytów | 41 |
| 4.3. Kierunki rozwoju materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych | 42 |
| 5. Metody wspomaganie projektowania konstrukcji lotniczych..... | 43 |
| 5.1. Metody CIM (CAD/CAM/CAE) w projektowaniu konstrukcji lotniczych | 43 |
| 5.2. Metoda Elementów Skończonych w konstrukcjach lotniczych | 46 |
| Rozdział II | |
| KLASYFIKACJE I OKREŚLENIA ZWIĄZANE ZE STATKAMI POWIETRZNYMI | 50 |
| 1. Wybrane definicje i klasyfikacje statków powietrznych..... | 50 |

| | |
|---|----|
| 2. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z klasami statków powietrznych..... | 56 |
| 2.1. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z samolotami | 56 |
| 2.2. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z szybowcami i motoszybowcami..... | 61 |
| 2.3. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane ze śmigłowcami.... | 67 |
| 2.4. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z balonami i sterowcami | 74 |
| 2.5. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z hybrydami..... | 76 |
| 2.6. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z bezzałogowymi statkami powietrznymi – BSP | 78 |
| BIBLIOGRAFIA | 82 |
| WYKAZ RYSUNKÓW | 85 |
| WYKAZ TABEL..... | 86 |

WSTĘP

Niniejsze opracowanie skierowane jest do studentów i słuchaczy, chcących pogłębić wiedzę z zakresu: budowy statków powietrznych, materiałów konstrukcyjnych oraz współczesnych metod projektowych i diagnostycznych stosowanych w konstruowaniu obiektów latających.

Skrypt podzielony został na dwie części. W pierwszej z nich omówione zostały współczesne, wybrane i wysoko obciążone mechanicznie elementy konstrukcyjne statków powietrznych takie jak: skrzydła, kadłub czy podwozie. Przedstawiono w nich ich przeznaczenie, budowę oraz zastosowane materiały konstrukcyjne. Uwagę skupiono także na materiałach konstrukcyjnych wykorzystywanych w przemyśle lotniczym oraz co ważne zidentyfikowano problemy eksploatacyjne z nimi związane. Rozdział ten został zamknięty opisem systemów i metod towarzyszących i wspomagających konstrukcje lotnicze.

Druga część opracowania została poświęcona wybranym pojęciom, definicjom i klasyfikacjom związanymi z poszczególnymi klasami statków powietrznych. Treści te zawierają dużą ilość pojęć, w celu jak najlepszego zrozumienia przez czytelnika przedstawianej problematyki. Całość wzbogacono ilustracjami oraz przykładami przybliżającymi poruszające zagadnienia.

Rozdział I

BUDOWA ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

1. Powstanie i ewolucja konstrukcji lotniczych

Człowiek od zarania dziejów marzył o lataniu. Przez wiele lat zastanawiano się w jaki sposób można wznieść się w powietrze. Inspiracją ku temu były ptaki czy owady, które ruchem trzepoczącym skrzydeł wytwarzają siłę nośną i dzięki niej są w stanie wznosić się i utrzymać w powietrzu. W tamtym okresie czasu skonstruowanie obiektów na ich podobieństwo było niemożliwe. Zaczęto szukać możliwości, w których konstrukcja nośna byłaby stała. Od pierwszej „udanej” konstrukcji lotniczej (samolotu), wykonanej przez braci Wright minęło niewiele ponad 100 lat. Niewielkie osiągi, jakie wtedy uzyskano były początkiem i inspiracją do dalszych prac nad skonstruowaniem obiektu, który mógłby wznieść się w powietrze i utrzymać w nim przez dłuższy czas.

Pierwsze konstrukcje lotnicze, porównując je do czasów obecnych były bardzo prymitywne, choć w budowie analogiczne. Posiadały skrzydła, kadłub, podwozie, stateczniki oraz inne elementy. Kadłuby i skrzydła zbudowane były często z ciężkich stalowych ram, które pokrywano papierem, płótnem czy skórą. Szybko zorientowano się, że należy zbudować taką konstrukcję, która byłaby lekka, a z drugiej strony wytrzymała. Kanon ten, pomimo upływu lat jest nadal aktualny.

Przez wiele lat konstrukcje lotnicze ewaluowały. Paradoksem wydaje się fakt, że dzisiejsze statki powietrzne oraz inne obiekty, które są w stanie rozwijać duże, czasem hipersoniczne prędkości samą budową nie odbiegają od pierwszych form lotniczych. Największa dynamika dotyczy raczej innych elementów. Jednym z nich są materiały konstrukcyjne. Przez wiele lat, budując obiekty latające stosowano ciężką stal, aluminium tytan oraz inne stopy. Dopiero ówczesny i miniony wiek przyniósł rewolucję w masowym zastosowaniu innych materiałów niż stale i jej stopy. Rozpoczęła się era materiałów kompozytowych. Pomimo wielu wad, jakie one posiadają konstrukcje lotnic-

twa pasażerskiego wykazały, że ich zastosowanie przyniesie wiele korzyści. Przede wszystkim dzięki nim utrzymuje się wysoką wytrzymałość, sztywność struktury, a diametralnie ogranicza się masę. Przekłada się to na zasięg tych obiektów, mniejsze zużycie paliwa oraz inne współczesne wysokie wymagania. Dzisiaj buduje się z nich takie obiekty, których konstrukcja kompozytowa stanowi nawet 90% ich masy czy objętości. Perspektywa materiałów nadal skupia się wokół laminatów. Poszukuje się takich składników, które byłyby jeszcze bardziej wytrzymałe, żywotne oraz stosunkowo tanie.

Nie bez znaczenia pozostaje także wspomaganie komputerowe. Co prawda systemy, które pomagają w pracach nad budową statków powietrznych masowo zaczęto stosować zupełnie niedawno. Do celów komercyjnych zaczęto stosować je w latach 70. ubiegłego wieku. Ograniczeniem na tamte czasy były moce obliczeniowe komputerów, które znacząco spowalniały obliczenia, które dodatkowo nacechowane były błędami. Obecnie nie ma konstrukcji lotniczej, która od najmniejszego elementu jej budowy nie byłaby wszechstronnie analizowana w systemach komputerowych wspomagających prace inżynierów i konstruktorów lotniczych. To także i ich zasługa, że dzisiejsze statki powietrzne są wytrzymałe, lekkie a ich eksploatacja coraz bardziej bezpieczna. Oprócz stałego rozwoju informatyzacji, wydajniejszych jednostek liczących, szybszych algorytmów, doskonalszych zintegrowanych systemów wspomaganie i wytwarzania trwają prace nad komunikowaniem się użytkownika-projektanta przy użyciu zmysłu dotyku z projektowanymi elementami konstrukcji lotniczej. Technologia haptyczna bez wątpienia znajdzie zastosowanie w badaniu sił, wibracji, ruchu oraz ograniczeniu niepożądanego wpływu na konstruowane w przyszłości statki powietrzne.

2. Wybrane elementy konstrukcyjne statków powietrznych

2.1. Parametry konstrukcyjne skrzydła

Skrzydło jest jednym z głównych elementów konstrukcyjnych współczesnych statków powietrznych, charakterystycznym jedynie dla stałopłatów. Z punktu widzenia **aerodynamiki**¹ jest ono najważniejszą częścią współczesnych kon-

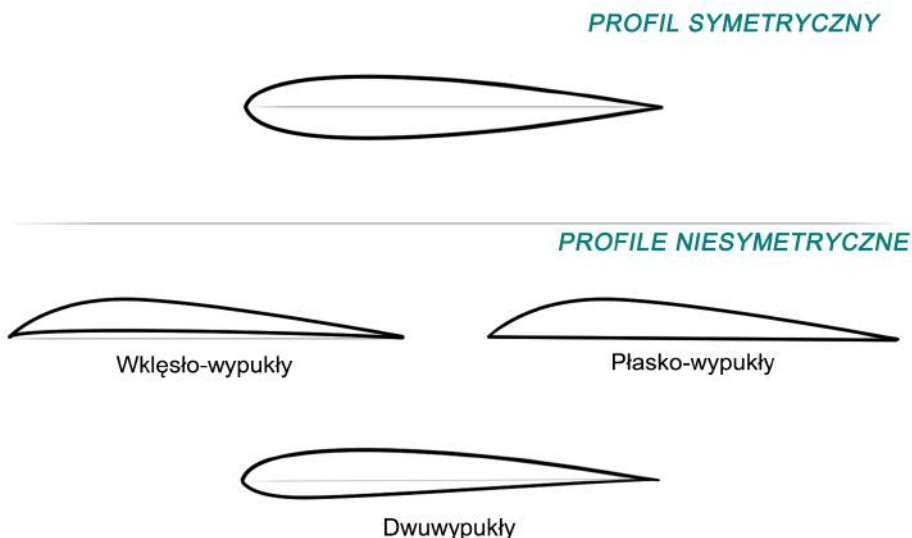
1 Aerodynamika jest częścią składową nauki-mechaniki płynów, w zależności od rozpatrywanego środowiska zajmuje się ona analizą sił występujących podczas ruchu względnego gazu i ciała stałego.

struktury lotniczych. Dzięki niemu statek powietrzny, choć wielokrotnie cięższy od powietrza jest w stanie się w nim unosić. Dzieje się to na skutek powstawania na jego powierzchniach **siły nośnej**, która zapewnia ruch statku powietrznego w atmosferze. Wytwarzana jest ona na powierzchni skrzydła i pochodzi od różnicy ciśnień, a jej wektor skierowany jest pionowo do góry. Jej wartość zależy od gęstości powietrza, powierzchni skrzydeł oraz współczynnika siły nośnej (obliczanego eksperymentalnie i zależnego od kształtu profilu skrzydła). Największym decydującym czynnikiem wartości siły nośnej jest prędkość statku powietrznego względem opływającego powietrza.

Skrzydło jest także nośnikiem wielu innych zespołów i podzespołów, takich jak: gondole silnikowe wraz z zespołami napędowymi, podwozie, zbiorniki paliwa, uzbrojenie oraz inne. Zatem, z punktu widzenia mechaniki i wytrzymałości, jest ono najbardziej obciążoną częścią statku powietrznego.

Kształt skrzydła oraz jego geometria wynika z wieloletnich doświadczeń konstruktorów lotniczych, które uzyskane zostały poprzez badania w locie, w tunelach aerodynamicznych oraz bardzo ostatnio rozpowszechnionych badaniach numerycznych w przeznaczonych do tego systemach komputerowych. Uogólniając, skrzydło zbudowane jest w taki sposób, aby z jednej strony zapewnić dużą siłę nośną, natomiast z drugiej posiada ono opływowy kształt, umożliwiający zminimalizowanie siły oporu powietrza. Ciała opływowe, które poruszając się w powietrzu, dają małe opory i duże wartości siły nośnej nazywamy **kształtami aerodynamicznymi**. Do kształtów tych zaliczamy profile lotnicze. **Profilem lotniczym**, krótko – **profilem** nazywamy obrys przekroju skrzydła rozpatrywanego w płaszczyźnie prostopadłej do osi biegnącej wzdłuż rozpiętości skrzydła. Wśród nich wyróżniamy profile symetryczne oraz niesymetryczne. Do profili niesymetrycznych zaliczamy: wklęsło-wypukłe, płasko-wypukłe oraz dwuwypukłe (rys. 1).

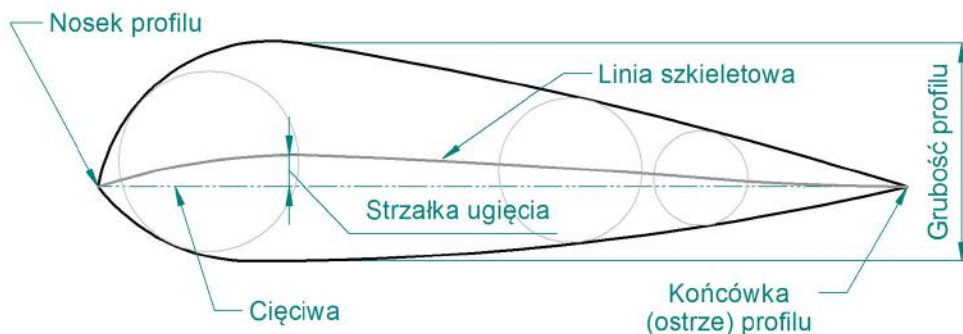
Profilem symetrycznym nazywamy taki rodzaj, którego obrys na jego górnej części stanowi odbicie lustrzane części dolnej. Inaczej ujmując składa się z dwóch linii, tego samego kształtu, połączonych ze sobą poprzez ich odbicie względem siebie. W **profilach niesymetrycznych** linie, z których są one zbudowane posiadają odmienne kształty. Obrys wklęsło-wypukły otrzymujemy poprzez połączenie dwóch krzywych, z czego obydwie z nich wygięte są ku górze. W profilu płasko-wypukłym linia górna profilu wygięta jest ku górze, natomiast dolną stanowi linia prosta. W kształtach dwuwypukłych obie z krzywych są wypukłe, lecz posiadają różne kształty.



Opracowanie własne.

Rys. 1. Rodzaje profili lotniczych

Każdy z profili lotniczych posiada właściwości geometryczne, które nazywamy **parametrami profilu** (rys. 2). Są one ściśle określone i zdefiniowane.



Opracowanie własne.

Rys. 2. Parametry (geometria) profilu lotniczego

Jak wcześniej określono profil lotniczy, czyli przekrój skrzydła w płaszczyźnie prostopadłej do osi biegnącej wzdłuż jego rozpiętości jest jego obrysem, który stanowią dwie linie. Każda z nich posiada jeden punkt, w którym jest ona najbardziej wypukła (linia górna) bądź wklęsła (linia dolna). Zazwyczaj występuje on w początkowej długości każdej z linii. Krzywe te nazy-

wamy odpowiednio: linię górą lub **grzbietową**, natomiast drugą linię dolną profilu. Początek krzywych (lewa strona), czyli punkt w którym łączą się one ze sobą nazywamy noskiem profilu. Miejsce w którym linie kończą się określamy **końcówką profilu** lub **ostrzem profilu**. Między ostrzem, a noskiem profilu możemy poprowadzić linię prostą, łączącą dwa skrajne punkty profilu lotniczego. Nosi ona nazwę **cięciwy** i jest ona parametrem określającym długość płata. Krzywą, którą możemy wykreślić pomiędzy noskiem, a końcówką profilu, wzdłuż cięciwy, łącząca środki wpisanych w profil okręgów nazywamy **linią szkieletową**. Największą odległość pomiędzy cięciwą, a linią szkieletową nazywamy **strzałką ugięcia**, natomiast największa odległość między górną, a dolną linią profilu, mierzona prostopadłe do cięciwy nosi nazwę **grubości profilu**². Stosunek grubości profilu do cięciwy nazywamy **grubością względną**. Patrząc na skrzydło zgodnie z jego długością, w jego obrysie możemy wyróżnić dwa podstawowe parametry. Linię łączącą punkty-noski profilu, którą nazywamy **krawędzią natarcia**, oraz linię łączącą ostrza, która określana jest **krawędzią spływu** skrzydła.

Do dodatkowych parametrów opisujących profil lotniczy możemy zaliczyć:

a) położenie maksymalnej grubości profilu – jest to stosunek długości mierzonej od noska profilu do grubości profilu, porównany do długości cięciwy i wyrażony w procentach,

b) położenie maksymalnej strzałki profilu – jest to stosunek długości mierzonej od noska profilu do strzałki ugięcia, porównany do długości cięciwy i wyrażony w procentach,

c) promień zaokrąglenia noska.

Kształt profilu oraz jego parametry (wielkości geometryczne) są wyliczane matematycznie, za pomocą odpowiednich wzorów i zależności. Jego finalny kształt jest wynikiem właściwości jakie chcemy osiągnąć projektując statek powietrzny. Inaczej mówiąc, w konstrukcjach lotniczych nie zakłada się kształtu, jaki ma mieć skrzydło i jego profil. Wszelkie właściwości geometryczne wynikają z wielkości mechanicznych oraz aerodynamicznych jakie zakładamy od konstruowanego statku powietrznego, na etapie jego konstrukcji. Wiele instytucji badawczych opracowało standardowe profile, wykorzystywane w różnych statkach powietrznych. We współczesnych konstrukcjach

² Profil uważa się za gruby jeżeli stosunek grubości do cięciwy jest równy lub większy niż 15%, natomiast profil jest cienki jeżeli stosunek ten jest mniejszy bądź równy 10%.

lotniczych szeroko stosowane są profile autorstwa takich instytucji jak: amerykański Narodowy Komitet Doradczy ds. Aeronautyki NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics* – NACA), angielskie przedsiębiorstwo lotnicze – RAE (*Royal Aircraft Establishment*), rosyjski Centralny Instytut Aerohydrodynamiczny (Centralnyj Aerogidrodinamiczeskij Institut – *CAGI*) czy polski Instytut Lotnictwa.

Jedną z propozycji opisów profili lotniczych proponuje komitet NACA. Wyróżnia on profile: cztero-, pięciocyfrowe oraz profile laminarne. Do ich matematycznego opisu stosuje on wielkości wyrażone w procentach, w stosunku do długości cięciwy. Za pomocą kilku cyfr, w bardzo łatwy sposób można zbudować profil skrzydła. Poniżej wyjaśnione zostały wielkości, za pomocą których budowany jest profil.

a) Profil lotniczy czterocyfrowy – **NACA abcd**, gdzie:

a – wielkość strzałki ugięcia, b – położenie strzałki w dziesiątych częściach cięciwy, c, d – grubość profilu.

Przykład 1

NACA 0012 – oznacza, że jedynym parametrem profilu jest jego grubość wynosząca 12% długości cięciwy. Zatem jest to opis profilu symetrycznego (rys. 3).

Przykład 2

NACA 4412 – oznacza, że wysokość strzałki ugięcia wynosi 4% i położona jest ona w odległości wynoszącej 40% długości cięciwy, liczonej od noska profilu. Grubość profilu wynosi 12% długości cięciwy.

Przykład 1 - NACA 0012



Przykład 2 - NACA 4412



Przykład 3 - NACA 23015



Przykład 4 - NACA 66-209



Opracowanie własne.

Rys. 3. Wizualizacja przykładowych profili zbudowanych zgodnie z oznaczeniami NACA

b) Profil lotniczy pięciocyfrowy – **NACA abcde**, gdzie:

a – wielkość strzałki ugięcia,

b, c – podwojone położenie strzałki ugięcia mierzone od noska profilu,

d, e – grubość profilu.

Przykład 3

NACA 23015 – oznacza, że wielkość strzałki ugięcia wynosi 2% i położona jest ona w odległości wynoszącej 30% długości cięciwy, liczonej od noska profilu. Grubość profilu wynosi 15% długości cięciwy.

c) Profil laminarny – **NACA abcde**, gdzie:

a – typ rozkładu opływu,

b – położenie punktu największej wartości bezwzględnej podciśnienia,

c – współczynnik siły nośnej dla opływu, dla którego oderwanie strug występuje na całym profilu,

d, e – grubość względna³.

Przykład 4

NACA 66-209 – pierwsza cyfra-6 oznacza, że opis dotyczy profilu laminarnego. Punkt największej wartości bezwzględnej podciśnienia znajduje się w odległości wynoszącej 6% długości cięciwy, liczonej od noska profilu. Współczynnik siły nośnej dla którego oderwanie strug występuje na całym profilu wynosi 0,2. Grubość profilu jest równy 9% długości cięciwy.

Profile lotnicze, w zależności od prędkości jaką jest w stanie osiągnąć statek powietrzny, w którym są one zastosowane, przyjmują różne, charakterystyczne kształty. W związku z tym możemy wyróżnić cztery ich rodzaje: klasyczne, laminarne, nadkrytyczne i naddźwiękowe. W **profilach klasycznych** maksymalna ich grubość występuje w odległości ok. 25% długości cięciwy liczona od noska profilu. Zazwyczaj stosuje się je w samolotach o stosunkowo niskiej prędkości przelotowej. **Profile laminarne** charakteryzują się przesunięciem maksymalnej grubości profilu do około połowę długości cięciwy (zazwyczaj od 35%–70% długości cięciwy). Ich typową cechą jest możliwość utrzymania niskiego poziomu oporu aerodynamicznego. Geometrycznie są one cieńsze od profili klasycznych. Posiadają zaokrągloną krawędź natarcia, a ich górne i dolne powierzchnie są zazwyczaj symetryczne. Profile laminarne powstały w celu zmniejszenia oporu tarcia i wykorzystywane są powszechnie w szybowcach wyczynowych. Kolejnym rodzajem są **profile nadkrytyczne**. Charakteryzu-

³ Instituto Superior Técnico, *Masters of Mechanical Engineering*, dostępny na: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779577354812/Class17.pdf>, dostęp: 21.07.2015.

ją się one wybrzuszona częścią dolną oraz stosunkowo płaską częścią górną. Strzałka ugięcia przesunięta jest w nich do tyłu. Profile nadkrytyczne stosowane są zazwyczaj w statkach powietrznych poruszającymi się z prędkością równą lub zbliżoną do prędkości dźwięku (zazwyczaj wynoszącą od 0,8 do 1,2 prędkości Macha). Dzięki takiej budowie są one zdolne do ograniczenia fal uderzeniowych, powstałych przy przekroczeniu przez statek powietrzny prędkości dźwięku. **Profile naddźwiękowe** posiadają ostre krawędzie spływu i natarcia oraz małą w porównaniu z innymi profilami strzałkę ugięcia. Przeznaczone są dla statków powietrznych oraz innych obiektów osiągających prędkość naddźwiękową (supersoniczną).

Skrzydło samolotu posiada także charakterystyczne dla niego wielkości geometryczne i parametry, które możemy wyróżnić poddając go analizie w płaszczyźnie równoległej do osi biegnącej wzdłuż jego długości. Określając inaczej chodzi o kształt skrzydła widziany „z góry”, który nazywamy **obrysem skrzydła**. Jest on zależny od statku powietrznego, a bliżej od zakładanej prędkości jaką może on osiągnąć. Jego kształt nadawany jest przez konstruktora, który zazwyczaj kieruje się także wymogami aerodynamicznymi oraz prostotą jego konstrukcji. Do najczęściej występujących obrysów skrzydeł zaliczamy: prostokątny, eliptyczny, trapezowy, skośny oraz skrzydło o zwane „delta”. Obrys prostokątny stosowany jest głównie w samolotach o mało skomplikowanej konstrukcji, rozwijających małe prędkości lotu. Skrzydło eliptyczne charakteryzuje się dużym wydłużeniem oraz obrysem w kształcie elipsy. Jest reprezentatywny dla szybowców, motoszybowców oraz innych statków powietrznych charakteryzujących się wysoką doskonałością aerodynamiczną⁴. Obrys w kształcie trapezu wykorzystywany jest najczęściej w samolotach sportowych i szybowcach. Skrzydło skośne jest typowe dla samolotów latających z prędkościami okołodźwiękowymi, natomiast trójkątne, zwane „delta” wykorzystywane jest głównie w samolotach naddźwiękowych (supersonicznych).

Jednym ze szczególnych rodzajów jest **skrzydło pasmowe**. Jego obrys stanowi trójkąt, z charakterystyczną zaokrągloną krawędzią natarcia. Tworzy ją linia z niewielkim promieniem krzywizny i wydłużeniu oraz dużym skosie. Zadaniem takiego rozwiązania jest generowanie wirów powietrza, których intensywność rośnie w miarę zwiększania się kąta natarcia. Przepływają one nad górną powierzchnią przykadłubowej części skrzydeł, wzmacniają warstwę przyścienną i utrzymują ją. Odrywając się od skrzydła pasmowego wzbudza-

4 Pojęcie wyjaśnione w dalszej części opracowania.

ją one podobne wiry na skrzydle zasadniczym. Posiadają dużą energię kinetyczną i są w stanie indukować dodatkowe wartości podciśnienia. Podnosi to wartość siły nośnej statku powietrznego oraz zapobiega oderwaniu się strug powietrza przy locie z dużymi kątami natarcia. Skrzydło pasmowe zmienia zasadniczo charakterystyki aerodynamiczne statku powietrznego i utrzymuje wysoki współczynnik jego siły nośnej w bardzo szerokim zakresie prędkości. Dzięki jego zastosowaniu skrzydła możliwe jest odbywanie lotów z małymi prędkościami oraz dużą **manewrowością**⁵. Konstrukcje lotnicze posiadające takie rozwiązanie nie potrzebują długiego rozbiegu, a ich płatowiec nie jest podatny na wyprowadzenie statku powietrznego ze stanu równowagi, na przykład przez wprowadzenie w **korkociąg**⁶.

Oprócz skrzydła, które jak wspomniano wcześniej, jest odpowiedzialne za powstanie siły nośnej, ważnym elementem konstrukcyjnym statku powietrznego są stateczniki poziome oraz pionowe. Służą one do stabilizowania statku powietrznego w czasie jego lotu. Budowa tych elementów, w przekrojach pionowym i poziomym do ich cięciw, jest zbliżona do konstrukcji skrzydła. Oznacza to, że ich kształt jest aerodynamiczny, a ich geometria kilkukrotnie zmniejszona w stosunku do skrzydła. Skrzydło statku powietrznego wraz ze statecznikami tworzy tzw. **układ konstrukcyjny**. Wśród nich wyróżniamy układy: klasyczny, delta, kaczki oraz tzw. latające skrzydło. **Układ klasyczny** składa się ze skrzydła głównego, statecznika poziomego i pionowego. Wykorzystywany jest w większości konstrukcji lotniczych i jest najbardziej rozpowszechniony w samolotach. **Układ delta** charakteryzuje się dużą powierzchnią nośną oraz brakiem statecznika poziomego, którego funkcję przejmuje jedno duże skrzydło główne. Jego obrys stanowi trójkąt równoramienny. Na podstawie badań ustalono, że układ tego typu charakteryzuje się wysokim poziomem siły nośnej przy prędkościach ponaddźwiękowych oraz przy dużych kątach natarcia. Jego wadą jest powstawanie zawirowań w okolicach krawędzi natarcia skrzydła, prowadzący do wcześniejszego oderwania się strug. Zjawisko to powoduje zmniejszenie efektywności powierzchni sterowych skrzydła. Innym wykorzystywanym układem konstrukcyjnym współczesnych statków powietrznych jest **układ kaczki**. Charakterystyczną dla niego cechą jest prze-

5 **Manewrowością** statku powietrznego nazywamy jego zdolność do zmiany: prędkości, wysokości i kierunku lotu (jego położenia w przestrzeni) wyrażoną w czasie.

6 **Korkociąg** – stan lotu statku powietrznego, który odbywa się po linii śrubowej o małym promieniu, przy częściowej lub całkowitej utracie sterowności. Pełen obrót statku powietrznego wokół osi nazywamy **zwitką** korkociągu.

niesienie powierzchni sterowych z części tylnej kadłuba do części przedniej. Ster wysokości, zwany z ang. *candard*-em znajduje się przed skrzydłem głównym, a nie za nim jak w przypadku układu klasycznego. Dzięki takiej konstrukcji można uzyskać efekt zwiększenia siły nośnej, której część pochodzi właśnie od usterzenia wysokości. Układ kaczki stosowany jest najczęściej w samolotach ponaddzwiękowych. **Latające skrzydło** jest kolejnym układem konstrukcyjnym stosowanym w budowie współczesnych statków powietrznych. Podstawową cechą tego rozwiązania jest brak części ogonowej, a sam statek powietrzny wyglądem przypomina jedno duże skrzydło, w środku którego można wyodrębnić kadłub. Układ ten jest prosty konstrukcyjnie. Kolejnym atutem jest zachowanie stabilności, podczas lotu bez znacznych zmian kierunku i wysokości. Następnym walorem dotyczących lotnictwa wojskowego jest fakt, że konstrukcja taka jest mniej wykrywalna przez środki radiolokacyjne, na wskutek mniejszej powierzchni odbicia fal. Mankamentami takiego rozwiązania są duże gabaryty statku powietrznego oraz brak możliwości przewożenia ciężkich ładunków, które mogą zaburzyć wyważenie takiego statku powietrznego.

Skrzydło statku powietrznego w płaszczyźnie poziomej posiada kilka wyróżniających go wielkości i parametrów. Jednym z nich jest jego **rozpiętość**. Nazywamy nią długość między dwoma skrajnie najdalej położonymi punktami skrzydła (jego końcami). Kolejną charakterystyczną wielkością jest **powierzchnia skrzydła**. Najczęściej obliczana jest ona analitycznie za pomocą powszechnie znanych zależności, za pomocą których możemy obliczyć pole powierzchni figur płaskich, które to tworzą geometrię jego obrysu. Stosunek powierzchni skrzydła do jego rozpiętości nazywamy **średnią cięciwą geometryczną skrzydła**.

Z uwagi na umiejscawianie skrzydła względem wysokości kadłuba możemy wyróżnić: górnopłaty, średniopłaty oraz dolnopłaty. Wyznacznikiem tego podziału jest oś podłużna kadłuba. W **górnopłatach** skrzydło umiejscowione jest w górnej części kadłuba powyżej jego osi podłużnej. Układ ten stosowany jest często w samolotach transportowych z uwagi na ułatwiony załadunek towarów. Kolejnym atutem jest możliwość umiejscowienia układów napędowych ponad podłożem, co zapobiega ich uszkodzeniom np. poprzez zassanie przedmiotów z podłoża. W **średniopłatach** skrzydło umocowane jest na wysokości osi podłużnej kadłuba. W porównaniu z innymi rozwiązaniami, charakteryzuje się on słabszymi właściwościami aerodynamicznymi związanymi z wytworzeniem siły nośnej. Obecnie większość statków powietrznych budowanych jest zgodnie z układem **dolnopłata**. Jedną z wad takiej konstrukcji

jest duży współczynnik oporu interferencyjnego oraz skłonności wytwarzania drgań własnych. Pomimo tego takie rozwiązanie, we współczesnych konstrukcjach stosowane jest często. Jest ono wymuszone ze względu na optymalne osadzanie podwozia, które zazwyczaj mieści się w skrzydłach.

Z osadzeniem skrzydła względem osi podłużnej kadłuba wiążą się jego inne parametry, takie jak kąty: wzniosu, skosu, zaklinowania i zwichrzenia skrzydła. Mają one decydujący wpływ na stateczność i sterowność statku powietrznego⁷. Ich dobór zależy od przeznaczenia oraz prędkości, jaką statek powietrzny ma osiągać. **Kątem wzniosu** skrzydła nazywamy kąt pomiędzy płaszczyzną prostopadłą do osi symetrii płata i płaszczyzną cięciw. Odpowiednio do kąta wzniosu, skrzydła możemy sklasyfikować na: płaskie, o wznosie dodatnim oraz ujemnym. Wznios dodatni poprawia stateczność kierunkową statku powietrznego, natomiast ujemny poprawia jego sterowność. Stąd też samoloty pasażerskie posiadają zazwyczaj dodatni kąt wzniosu, natomiast samoloty myśliwskie charakteryzują się kątem ujemnym. Dla skrzydła o stałej szerokości płata **kąt skosu** skrzydła, zawarty jest między krawędzią natarcia skrzydła a płaszczyzną prostopadłą do cięciwy środkowego profilu. Dla skrzydła o zmiennej szerokości płata jest nim kąt pomiędzy prostą łączącą punkty na skrzydle leżące w odległości 0,25 cięciwy od krawędzi natarcia skrzydła, a tą samą płaszczyzną prostopadłą do cięciwy środkowego profilu. Kolejnym parametrem jest **kąt zaklinowania** płata, który zawarty jest pomiędzy cięciwą, a osią podłużną kadłuba. Inną znaczącą dla skrzydła wielkością jest jego zwichrzenie. Wielkość ta charakteryzuje się tym, że cięciwy profilów w kolejnych przekrojach nie leżą w jednej płaszczyźnie, tworząc kąt zwany **kątem zwichrzenia** skrzydła.

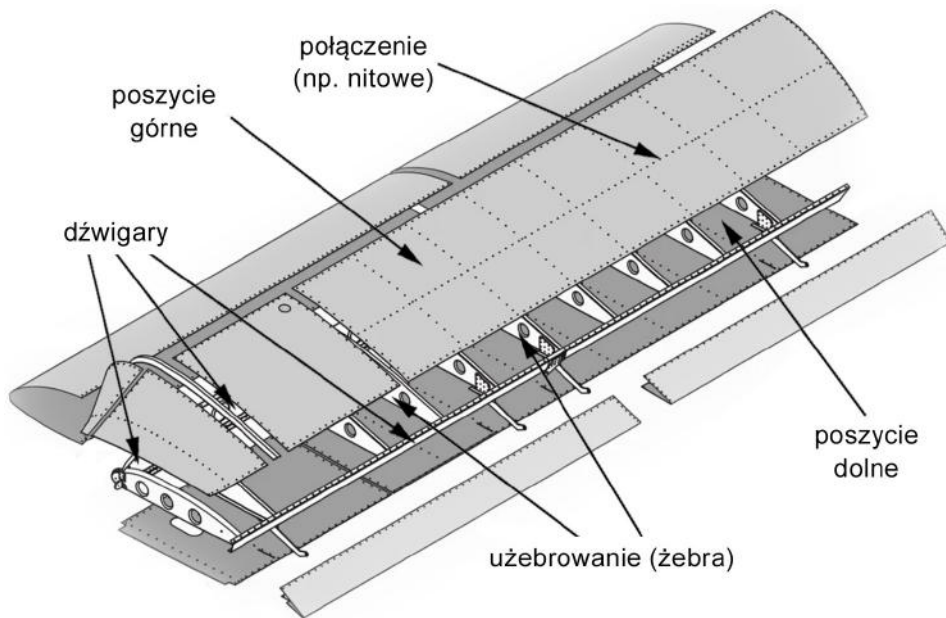
2.2. Budowa i konstrukcja współczesnego skrzydła

Jak określono wcześniej, skrzydła statku powietrznego odgrywają znaczącą rolę w powstawaniu siły nośnej samolotu, powodującej jego ruch w powietrzu. Konsekwencją tego zjawiska jest fakt, że są one bardzo obciążone mechanicznie. Ponadto skrzydło jest także nośnikiem innych podzespołów i zespołów statku powietrznego, takich jak: podwozie, uzbrojenie, zbiorniki paliwa oraz

⁷ **Statecznością** statku powietrznego nazywamy jego zdolność do powrotu do stanu równowagi po jej utracie, natomiast **sterownością** nazywamy jego zdolność do zmiany stanu ustalonego lotu pod wpływem wychylenia odpowiedniego steru.

inne, dodatkowo obciążające konstrukcję. Na statek powietrzny oddziałują zarówno obciążenia statyczne, jak i dynamiczne. Powodują one powstanie obciążeń wewnętrznych w skrzydle. Siły wewnętrzne w konstrukcji umożliwiają zachowanie równowagi elementów w jego strukturze. Skrzydło powinno być tak zbudowane, aby mogło przenieść powstałe siły wewnętrzne. We współczesnych konstrukcjach lotniczych dąży się do tego, aby dokładnie określić, jakim obciążeniom będzie podlegała kształtowana struktura. Z jednej strony wymagana jest coraz większa niezawodność konstrukcji, a z drugiej – możliwie jak najmniejsza masa, co daje wystarczające możliwie małe nadmiary wytrzymałości⁸.

Zważywszy na odwieczne poszukiwanie konsensusu pomiędzy stosunkowo małą masą, a dużą wytrzymałością skrzydła, współczesne ich konstrukcje są dość typowe. Najlepszym przykładem budowy jest skrzydło współczesnego samolotu pasażerskiego. Składa się ono z: dźwigara lub dźwigarów, uźebrowania, poszycia, połączeń, podłużnic oraz innych elementów konstrukcyjnych (rys. 4).



Opracowanie własne.

Rys. 4. Współczesna konstrukcja skrzydła samolotu

⁸ S. Danilecki, *Projektowanie samolotów*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2006, s. 3.

Części te stanowią jego podstawową budowę. **Dźwigary** są najbardziej obciążoną częścią skrzydła i stanowią trzon jego budowy. Ich przekrój poprzeczny jest dwuteownikiem, mającym w tym przekroju kształt dwóch zekniętych ze sobą liter „T”. Układy takie są bardzo wytrzymałe na obciążenia mechaniczne. Szczególnie interesującym parametrem jest ich wytrzymałość na zginanie. Jest to szczególnie ważna cecha tego typu konstrukcji, ponieważ skrzydło statku powietrznego jest na nie narażone. Podczas lotu pomimo siły oporu powietrza, występują takie zjawiska jak: turbulencje czy drgania, które w szczególnie sposób obciążają konstrukcję, powodując dodatkowe momenty zginające jakie musi przenieść skrzydło. Dźwigary są elementami frezowanymi o zmiennym przekroju, tzn. w miejscach mocowań z kadłubem są grubsze, natomiast na ich końcach ulegają zmniejszeniu. Stanowią często punkt węzłowy skrzydła z kadłubem. Montaż odbywa się zazwyczaj przy pomocy kilku sworzni. Dźwigary są także miejscem mocowania zewnętrznych elementów ruchomych skrzydła, takich jak: sloty, klapy, lotki, hamulce aerodynamiczne oraz inne.

Kolejnym podstawowym elementem konstrukcyjnym skrzydła są **żebra**. Są elementami poprzecznymi w konstrukcji skrzydła, których podstawowym zadaniem jest utrzymanie kształtu profilu, jego wzmocnienie jego konstrukcji. Przenoszą one część obciążenia z pokrycia na powierzchnię dźwigara (dźwigarów). Ich kształt stanowi profil skrzydła, który ulega geometrycznemu zmniejszeniu od kadłuba do końca skrzydła. Żebra posiadają otwory, które powstają na wskutek optymalizacji, w celu zachowania jak najmniejszej masy, a stosunkowo dużej wytrzymałości tego elementu konstrukcyjnego. Ponadto pozwalają one na zamieszczenie innych elementów, takich jak np. układy sterujące. W skład budowy skrzydła wchodzi także **podłużnice**. Są to elementy belkowe, których rolą jest przyjęcie obciążeń z powierzchni skrzydła na żebra i dźwigary oraz usztywnienie jego konstrukcji. Całość konstrukcji skrzydła zamykają elementy powłokowe, które zwane są **poszyciem** statku powietrznego⁹. Zapewnia ono powłokę skrzydła (oraz kadłuba) oraz jego szczelność. Jego zadaniem jest zwiększenie wytrzymałości wzdłużnej skrzydła oraz wytworzenie siły nośnej. Elementy poszycia mocowane są do pozostałych części konstrukcyjnych za pomocą stalowych lub aluminiowych nitów i nitonakrętek.

⁹ Strukturę części wierzchniej nazywamy **poszyciem górnym**, natomiast pod skrzydłami i kadłubem – **poszyciem dolnym**.

W wielu współczesnych konstrukcjach skrzydeł, w celu ich wzmocnienia, zachowania dużej wytrzymałości oraz stosunkowo małej masy stosuje się **struktury plastra miodu** (ang. *Honeycomb structure*). To bardzo specyficzny, ale zarazem prosty w budowie układ. Asumptem do jego stworzenia były plastry z wosku wydzielanego przez gruczoły umieszczone na spodzie odwłoków pszczół. Okazuje się, że sześciokątna budowa, stanowi optymalne wykorzystanie przestrzeni. Dzięki zastosowaniu rdzeni lekkich zbudowanych z sześciokątnych komórek można stworzyć mocną i sztywną konstrukcję, o małej masie, zużywając przy tym minimum materiału. Takie struktury stosuje się często jako wypełnienie przestrzeni pomiędzy poszczególnymi żebrami skrzydła od strony krawędzi natarcia. Szczególne zastosowanie tego typu materiałów widoczne jest w ostatnim czasie w bezzałogowych statkach powietrznych, gdzie taką strukturą wypełnia się niekiedy całe przestrzenie wewnątrz skrzydła.

Struktury plastra miodu wykorzystywane w konstrukcjach lotniczych najczęściej wytwarzane są z włókien: szklanych z żywicami epoksydowymi, paraaramidowych-Kevlar, metaaramidowych-Nomex, polipropylenu czy poliwęglanów. To innowacyjne materiały, które oprócz wysokich właściwości wytrzymałościowych posiadają zdolność izolacji ognia, a co za tym idzie zapobiegają jego przedostawaniu się do wnętrza samolotu. Nomex blokuje także rozprzestrzenianie się płomieni w izolacji samolotu, chroniąc go przed temperaturą dochodzącą nawet do 1100°C. Materiały kompozytowe o strukturze plastra miodu stosowane są także do produkcji elementów składowych samolotów, takich jak: płyty podłogowe, ściany wewnętrzne, schowki, krawędzie natarcia i spływu skrzydeł, owiewki, wloty powietrza do silników oraz innych¹⁰.

2.3. Mechanizacja i ruchome elementy skrzydła

Skrzydło współczesnego statku powietrznego posiada wiele zespołów i podzespołów, niezbędnych do prawidłowego jego startu, lotu oraz lądowania. Jednym z takich urządzeń są **powierzchnie sterowe**, czyli zewnętrzne i ruchome elementy, przeznaczone do sterowania statkiem powietrznym będącym w fazie lotu. Ich działanie polega na zmianie kierunku przepływu strumienia powietrza oraz stworzenie momentów siły, powodujących obrót statku

¹⁰ *Nomex-flame barrier*, dostępny na: <http://www.dupont.com/products-and-services/fabrics-fibers-nonwovens/fibers/products/Nomex-XF.html>, dostęp: 04.08.2015.

powietrznego, a przez to zmianę kierunku bądź wysokości jego lotu. Takimi urządzeniami, mocowanymi na skrzydle statku powietrznego są elementy usterzenia poprzecznego zwane popularnie **lotkami**. Umieszcawia się je na krawędzi spływu skrzydła i są one odpowiedzialne za przechylenie, czyli obrót statku powietrznego wzdłuż jego osi podłużnej.

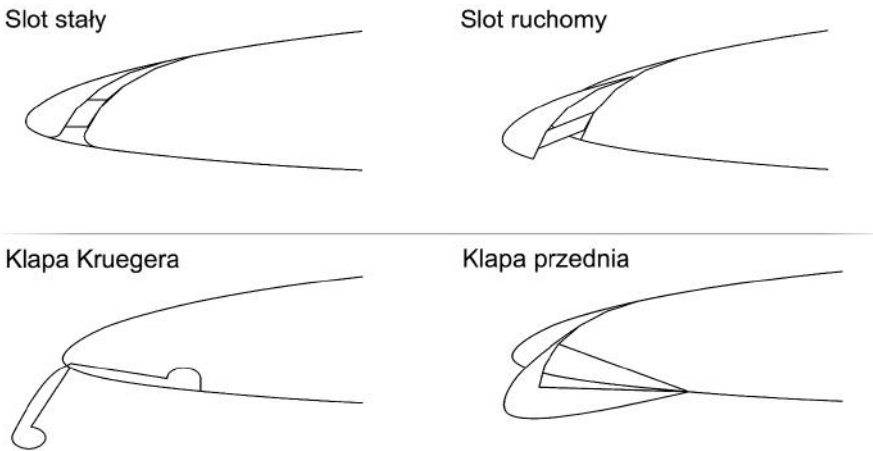
Jednymi z powszechnie stosowanych urządzeń, zamieszczanych na skrzydłach statków powietrznych są **hamulce aerodynamiczne**. Tworzą je zazwyczaj powierzchnie sterowe, w postaci wysuwających lub wychylających się płyt. Celem ich zastosowania jest zwiększenie oporu powietrza, a przy tym zmniejszenie prędkości postępowej statku powietrznego (głównie w fazie lądowania). Podstawową ich funkcją jest zwiększenie oporu aerodynamicznego, bez zmiany siły nośnej. Szczególnym rodzajem hamulca aerodynamicznego jest spadochron hamujący. Urządzenia tego typu są charakterystyczne często w samolotach wojskowych. Są wypuszczane bezpośrednio po jego lądowaniu i służą do nagłej zmiany prędkości. Pozytywem ich zastosowania jest skrócenie **dobiegu**¹¹.

Innymi elementami zamieszczonymi na skrzydle statku powietrznego są elementy zwiększające siłę nośną. Zespół takich urządzeń nazywamy **mechanizacją skrzydła**. Ich działanie polega na: zmianie (najczęściej przedłużeniu) profilu, przeciwdziałaniu zbyt wczesnemu oderwaniu się strug powietrza bądź zwiększeniu powierzchni skrzydeł.

W statkach powietrznych, na krawędzi natarcia, wzdłuż ich skrzydeł montowane są **sloty** (inaczej **skrzela**). Wykonane są one w postaci dodatkowego profilu, stanowiącego jego przednią część. Ich zadaniem jest zwiększenie siły nośnej, przy poruszaniu się statku powietrznego z małymi prędkościami i dużymi kątami natarcia. Ich zastosowanie wpływa pozytywnie na skrócenie drogi startu i lądowa. Działanie slotów polega na wysuwaniu się ich do przodu i stworzeniu między nimi, a skrzydłem szczeliny. Strugi powietrza, przepływając przez nią zwiększają swoją prędkość. Takie zastosowanie powoduje przesunięcie punktu oderwania strug na dłuższą odległość cięciwy, zachowując przy tym dłuższy przepływ laminarny. Sloty klasyfikujemy na stałe i ruchome (rys. 5).

11 Dobiegiem statku powietrznego nazywamy drogę liczoną od zetknięcia się jego podwozia z podłożem, aż do jego zatrzymania się.

KRAWĘDŹ NATARCIA



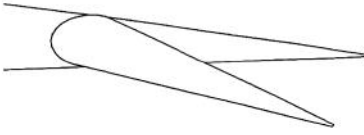
Opracowanie własne.

Rys. 5. Elementy mechanizacji skrzydła umieszczone wzdłuż krawędzi natarcia

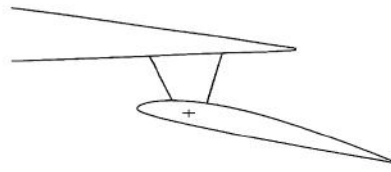
Kolejnym zewnętrznym elementem budowy skrzydła są **klapy**. Umieszcza się je zarówno wzdłuż jego krawędzi natarcia (rys. 5), jak i spływu (rys. 6). Klapy są wychylanymi lub wysuwanymi częściami skrzydła. Na skutek ruchu oraz odpowiedniego ustawienia ich w kierunku napływających na skrzydło strumieni powietrza, klapy są w stanie znacznie zwiększyć siłę nośną, bądź w razie potrzeby siłę oporu powietrza. Celem ich zastosowania jest skrócenie drogi startu i lądowania statku powietrznego. Wśród nich wyróżniamy kilka ich rodzajów. Wśród klap umieszczawianych na krawędzi natarcia zaliczamy klapy: przednią, Kruegera i inne. Na krawędzi spływu często występują klapy: zwykła-wysklepiająca, Junkersa, szczelinowa, dwuszczelinowa, krokodylowa, Fowlera oraz inne.

Kłapa przednia służy wzrostowi wartości siły nośnej, szczególnie w locie z małymi prędkościami oraz dużymi kątami natarcia. Ich działanie polega na zwiększeniu krzywizny szkieletowej profilu bez nadmiernego skrócenia cięciwy. Wysunięcie klap powoduje zmianę kąta napływu strug powietrza na krawędź natarcia skrzydła, co w konsekwencji podnosi poziom siły nośnej. Jednym ze szczególnych rodzajów klap przednich jest **klapa Kruegera**. Jej zastosowanie jest typowe dla samolotów z napędem odrzutowym. Najczęściej umieszczawiane są one w linii od kadłuba do pierwszej gondoli silnikowej, a ich zastosowanie pozwala na wzrost siły nośnej nawet o 50%.

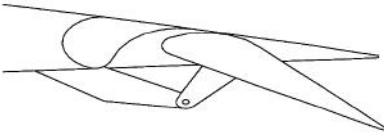
Kłapa zwykła



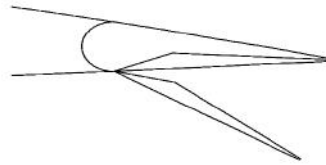
Kłapa Junkersa



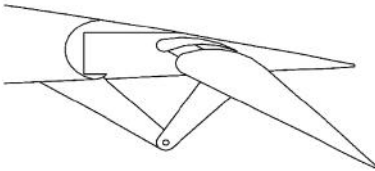
Kłapa szczelinowa



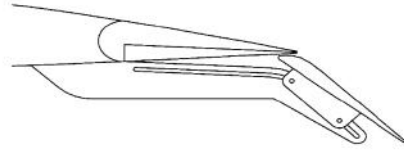
Kłapa krokodylowa



Kłapa dwuszczelinowa



Kłapa Fowlera



Opracowanie własne.

Rys. 6. Elementy mechanizacji skrzydła umieszczone wzdłuż krawędzi spływu

Najprostszymi w swojej budowie są **kłapy zwykłe** zwane **wysklepiającymi**. Ich działanie polega na wychyleniu ich w dół, wysklepienie profilu skrzydła a w konsekwencji zwiększenie wartości maksymalnego współczynnika siły nośnej. Szczególnym przypadkiem kłapy zwykłej jest **kłapa Junkersa**, której powierzchnia umiejscowiona jest poza obrysem skrzydła. Innym przykładem są **kłapy szczelinowe** (**dwuszczelinowe**, **trójszczelinowe**). Dzięki zastosowaniu w nich szczeliny, umiejscowionej pomiędzy krawędzią spływu skrzydła a jej powierzchnią, uzyskuje się efekt opóźnionego oderwania się strug powietrza, a więc dłuższego utrzymania przepływu laminarnego. Innym przykładem kłap konstruowanych na krawędzi spływu skrzydła są **kłapy krokodylowe**. Ich działanie polega na odchyleniu się ich dolnej powierzchni, powodując wysklepienie profilu. Ich budowa nie wpływa na powierzchnię skrzydła. W locie statku powietrznego z małymi kątami natarcia powodują zdecydowany wzrost oporu, a przy zwiększeniu kąta natarcia korzystnie wpływają na wzrost współczynnika siły nośnej. Poza tym ich konstrukcja i wychylenie się kłapy do dołu nie wpływa

negatywnie na przepływ strug powietrza na górnej części profilu skrzydła. Do najbardziej efektywnych tego typu urządzeń zalicza się **klapy Fowlera**. Posiadają one właściwości klap szczelinowych. Ponadto mają możliwość wysuwania się do tyłu, zwiększając powierzchnie płata. Dzięki takiej budowie, porównując je do innych tego typu urządzeń wytwarzają one najmniejszy opór.

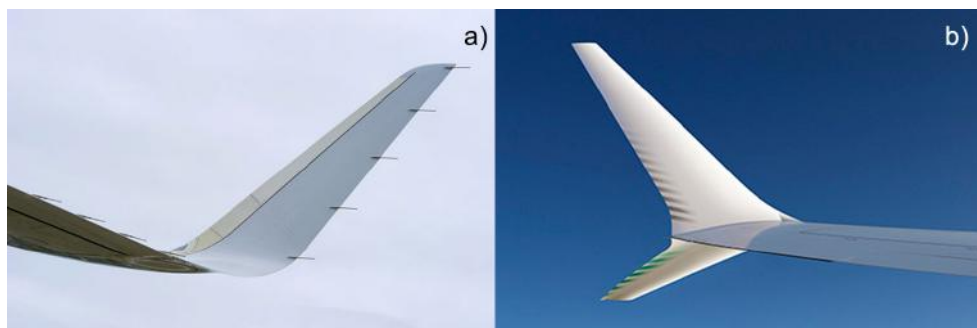
Podstawową różnicą pomiędzy slotami a klapami są rozkłady wartości współczynnika siły nośnej w funkcji krytycznego kąta natarcia. Sloty zwiększają **krytyczny kąt natarcia**¹², a współczynnik siły nośnej zwiększa się dzięki nim tylko dla dużych, około krytycznych kątów natarcia. Klapy natomiast zwiększają współczynnik siły nośnej w całym zakresie kątów natarcia, nie zmieniając przy tym wartości krytycznego kąta natarcia. W konstrukcji współczesnych statków powietrznych, np. samolotów pasażerskich sloty i klapy działają niezależnie od siebie i mogą być używane łącznie. Mogą mieć one różne rozwiązania konstrukcyjne i składać się z wielu elementów. We współczesnych konstrukcjach lotniczych często wykorzystuje się połączenie różnego rodzaju urządzeń mechanizacji skrzydła oraz powierzchni sterowych. Takie rozwiązania między innymi podyktowane są większą sprawnością ich działania jako jednego mechanizmu. Przykładem są klapolotki, czyli urządzenie spełniające jednocześnie zadania klap oraz lotek.

Dzięki zastosowaniu mechanizacji skrzydła konstruktorom udaje się spełniać sprzeczne wymagania Z jednej strony możliwe jest zmniejszenie drogi startu i lądowania statku powietrznego, a z drugiej zaś utrzymanie małego wysklepionego profilu, pozwalającego na utrzymanie dużej prędkości podczas przelotu.

2.4. Winglety

Współczesne samoloty posiadają na końcach swoich skrzydeł charakterystyczne wygięcia. Są to winglety (rys. 7). Ich kształt zależy często od technologii wykonania, ale także narzuconego przez producenta wzoru. Zazwyczaj w samolotach pasażerskich są to osobne konstrukcje montowane do powierzchni skrzydła, choć zdarza się także, że są one jego integralną częścią. Warto zaznaczyć, że kształt wingletów nie ma znaczącego wpływu na osiągi statku powietrznego. Jako część charakterystyczna, należąca do konkretnej rodziny samolotów, pozwala na szybkie ich zidentyfikowanie.

¹² **Krytycznym kątem natarcia** nazywamy taką wielkość przy której współczynnik siły nośnej osiąga największą wartość i po przekroczeniu której następuje radykalny jej spadek.



Źródło: <http://www.airbus.com/newsevents/news-events-single/detail/airbus-sharklets-delivering-efficiency-to-operators-around-the-world/>, dostęp: 19.08.2015; <http://www.boeing.com/commercial/737max/#/gallery>, dostęp: 19.08.2015.

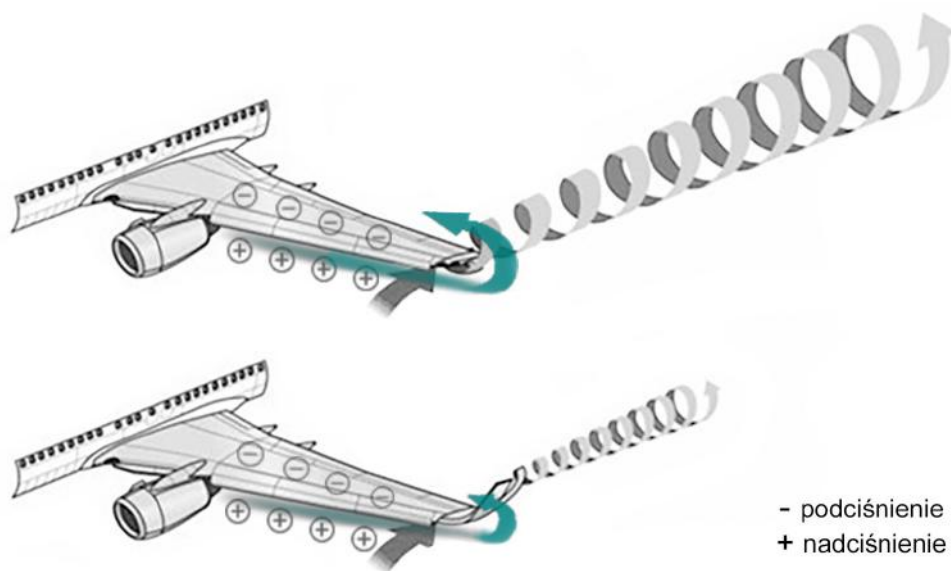
Rys. 7. Wybrane kształty wingletów samolotów pasażerskich a) sharklet w Airbus A320neo, b) Boeing 737 MAX

Wśród wingletów wyróżniamy ich klasyczne kształty, powstające przez „wygięcie” końcówki skrzydła oraz inne bardziej skomplikowane formy. Jednym z rozwiązań jest winglet samolotu Airbus A320neo. Kształtem przypomina on charakterystyczną płetwę rekina, dlatego też otrzymał nazwę **sharklet** (rys. 7a). Istnieją również konstrukcje, których powierzchnia jest prostopadła, bądź nachylona pod dużym kątem do powierzchni skrzydeł. Są one zupełnie osobnymi, mechanicznie montowanymi do skrzydła elementami. Ciekawe rozwiązanie proponuje Boeing w samolocie 737 MAX. Winglet podzielony jest na dwie części, z których jedna zakrzywiona jest do dołu, a druga do góry (rys. 7b). Dodatkowo umieszczona jest w nim sygnalizacja świetlna. To unikalne rozwiązanie, które wpływa na rozwój w zakresie konstrukcji tego elementu samolotu, wyznaczając nowe trendy.

Głównym zadaniem wingletu jest redukcja **oporu indukowanego** (rys. 8).

Na skutek różnicy ciśnień pod i nad płatem, pojawia się dodatkowa cyrkulacja powietrza na bokach skrzydła. Kierunek tej cyrkulacji prowadzi od części spod płata do części nad płatem, czyli od wartości większych (+ nadciśnienia) do wartości mniejszych (- podciśnienia). W wyniku dodatkowego opływu profilu występuje dodatkowa składowa prędkości prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu. Kierunek tej prędkości na dolnej powierzchni skrzydeł przebiega „od kadłuba do końca skrzydeł” a na górnej powierzchni w przeciwną stronę. Wypadkowa prędkości obydwu skrzydeł samolotu skierowana została tak, że jej kierunek jest „skośny ku kadłubowi”, natomiast pod skrzydłem jest on „skośny od kadłuba”. Skośny opływ płata powoduje, że opór

skrzydła jest większy niż opór profilu. Dodatkowy opór istnieje wówczas, gdy na płacie wytwarza się siła nośna, ponieważ tylko wtedy występuje różnica ciśnień pod i nad płatem, która jest źródłem powstania dodatkowej cyrkulacji. Dodatkowy opór wywołany rozpatrywanym zjawiskiem nosi nazwę **oporu indukowanego (wzbudzonego)**. Zwiększona cyrkulacja powoduje podniesienie poziomu oporu samolotu podczas lotu, którego wartość jest równa wartości oporu wzbudzonego.



Opracowanie własne.

Rys. 8. Powstanie i redukcja oporu indukowanego przy zastosowaniu wingletów

Winglety w ostatnim czasie stały się bardzo popularne. Są częścią charakterystyczną samolotu, dodającą mu pewnego rodzaju charakteru. Te niepozorne wygięcia skrzydeł mają jednak duże przełożenie na właściwości mechaniczne samolotu oraz jego osiągi. Symulacja komputerowa w programie ANSYS Fluent wykazała, że zastosowanie wingletów w samolocie pasażerskim ogranicza opór indukowany o ok. 80%. Redukcja przekłada się na ograniczenie zużycia paliwa. Boeing oświadczył, że zastosowanie wygiętych końcówek skrzydeł w modelu 737 MAX może ograniczyć zużycie paliwa do ok. 1,5%. Konkurencja – Airbus szacuje, że zastosowanie wingletów w swoich produktach ograniczy zużycie paliwa o ok. 3,5%, a w skali roku wyniesie 700 ton na jeden samolot. Zastosowanie wygiętych końcówek skrzydeł ma

wpływ na ograniczenie emisji CO₂, zredukowanie drgań konstrukcji, zwiększenie żywotności oraz wzrost zasięgu samolotu. Winglety pojawiają się coraz częściej nie tylko w samolotach pasażerskich, ale w wielu innych konstrukcjach takich jak: wojskowe samoloty transportowe, szybowce czy samoloty bezzałogowe.

Duża część wingletów zawiera charakterystyczne metalowe „antenki”, skierowane w kierunku przeciwnym do kierunku lotu samolotu (rys. 7a). Są to **odgromniki** (ang. *static wicks*), które służą do odprowadzania nagromadzonego na kadłubie i skrzydłach ładunku elektrycznego, powstałego między innymi na skutek wyładowań atmosferycznych. Skumulowany i nieodprowadzony ładunek elektryczny może okazać się bardzo niebezpieczny w skutkach, gdyż ma on duży wpływ na układ sterowania samolotem. W tym przypadku bezpośrednio zagrożenie nie dotyczy załogi, znajdującej się w tzw. klatce Faradaya¹³. W niektórych współczesnych statkach powietrznych sterowanie odbywa się wyłącznie za pomocą przewodów elektrycznych lub w nowszych rozwiązaniach poprzez światłowody i płynący w nich ładunek elektryczny. W przypadku silnego uszkodzenia systemu załoga nie jest w stanie zachować równowagi i nie ma szansy na bezpieczne wyładowanie, ponieważ elementy sterowania w kabinie pilotów nie są w żaden sposób mechanicznie połączone z takimi elementami jak ster kierunku czy lotki samolotu.

2.5. Kadłub

Kadłub statku powietrznego jest jednym z podstawowych jego elementów konstrukcyjnych. Wraz ze skrzydłami stanowi tzw. **płatowiec**. Jest on elementem łączącym poszczególne jego części konstrukcyjne. Zawiera on **centropłat**, czyli przylegającą do niego i integralnie z nim związaną środkową część płata, do której mocuje się skrzydła. Kadłub w przekroju poprzecznym stanowi cienkościenną rurę o zarysie kołowym lub owalnym. Przeznaczony jest on do umieszczenia w nim: załogi, pasażerów, bagażu, zbiorników paliwa, instalacji

13 Klatka Faradaya jest to zamknięta, najczęściej metalowa (wykonana z przewodnika) komora pusta w środku. Po przyłożeniu pewnego ładunku do jej powierzchni, rozłoży się on równomiernie na całej jej powierzchni. Równomierny rozkład ładunków oznacza stały potencjał w każdym punkcie powierzchni komory. Brak różnicy potencjałów pomiędzy dowolnymi punktami powierzchni oznacza zerowe natężenie pola elektrycznego wewnątrz niej. Zatem wypadkowe pole elektryczne wewnątrz klatki jest równe zeru.

oraz innych elementów. Stanowi on połączenie: skrzydeł, usterzeń, podwozia czy zespołów napędowych.

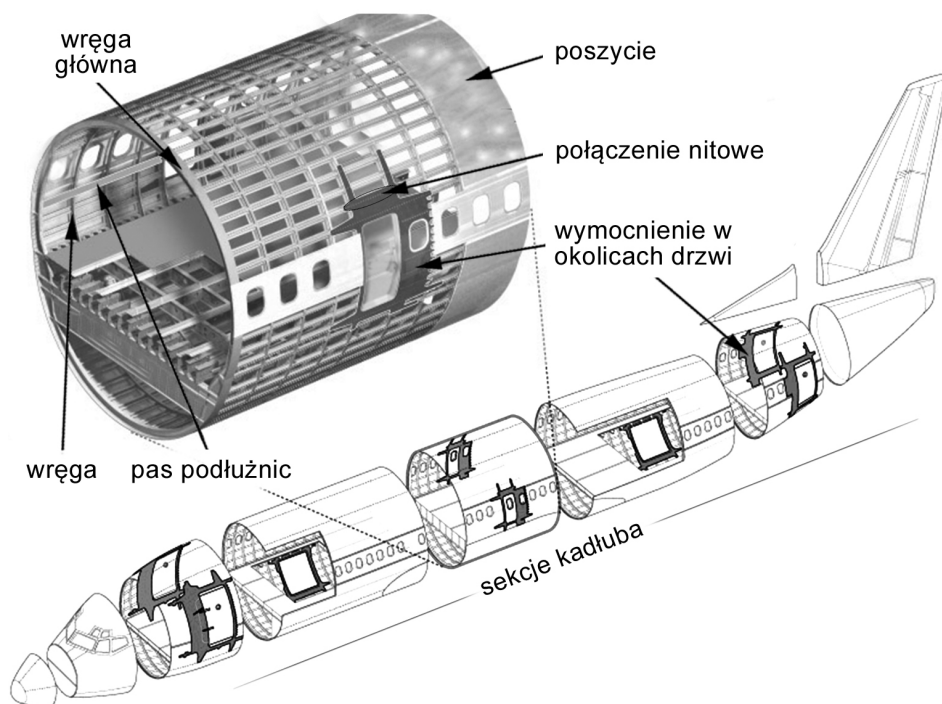
Z uwagi na wyżej wymienione elementy, które stanowią źródło jego obciążeń, kadłub oprócz skrzydeł jest najbardziej newralgicznym mechanicznie elementem konstrukcyjnym statku powietrznego. Znaczące jego obciążenie stanowią: reakcje innych części statku powietrznego mocowanych do kadłuba, przede wszystkim usterzenia i podwozia oraz reakcje mas: ładunku i urządzeń. Innym przykładem są obciążenia aerodynamiczne pochodzące od rozkładu ciśnienia działającego na kadłub, które są szczególnie istotne dla obiektów latających z bardzo dużą prędkością (powyżej 0,5 prędkości Macha). Nie bez znaczenia jest także własna masa kadłuba oraz zabudowane w nim jednostki napędowe i inne instalacje siłowe.

Budowa kadłuba, w pewnym stopniu jest analogiczna do konstrukcji skrzydła. We współczesnych statkach powietrznych wyróżniamy trzy podstawowe rodzaje konstrukcji kadłuba: kratowy (kratownicowy), półrubowy oraz skorupowy. **Kadłub kratowy (kratownicowy)** jest konstrukcją, której podstawą budowy jest kratownica przestrzenna, złożona z układu prętów połączonych ze sobą przegubowo. Leżą one w jednej płaszczyźnie. Podparte i obciążone są tylko w przegubach. Podstawowym elementem budowy kratownicy jest pręt. Jest to detal konstrukcyjny, którego jeden wymiar (długość) jest znacznie większy od dwóch pozostałych. W kratownicy mieści się on pomiędzy jej wiązaniami, a jego zakończenie umożliwia przegubowe połączenia z innym prętem. Elementy te łączą się w tzw. węzłach, do utworzenia których potrzebne są minimum dwa pręty. Na skutek przyłożonych sił ulegają one ścisnaniu bądź rozciąganiu. Do głównych zalet konstrukcji kratownicowych możemy zaliczyć: stosunkowo małą masę konstrukcji, dużą wytrzymałość i sztywność czy prostotę budowy.

Kadłub kratowy (kratownicowy) jest często konstrukcją spawaną lub skręcaną. Rolę prętów stanowią w niej głównie rury oraz kształtowniki, połączone ze sobą w węzłach. Ważnym wyróżnikiem tego rodzaju budowy jest fakt, że poszycie nie przenosi obciążeń i nie jest elementem nośnym tego typu układów. Kadłuby kratownicowe są łatwe w fazie projektowania i charakteryzują się możliwością dokładnego analitycznego obliczania przebiegu sił oraz odkształceń. Są typowe szczególnie dla statków powietrznych o małych wymiarach geometrycznych. Wadami takich układów jest trudność w wykonaniu aerodynamicznego pokrycia, utrudnionego ze względu na załamania powierzchni w miejscach łączenia się prętów.

Kadłub skorupowy i półskorupowy to taki, w którym obciążenia działające na niego w większości przenoszone są przez poszycie. Podstawnymi częściami budowy tego typu konstrukcji są: wręgi, podłużnice oraz poszycie (rys. 9).

Wręgi są elementami belkowymi o niewielkim przekroju i krzywiźnie dopasowanej do wewnętrznej części kadłuba. Są one umiejscowione poprzecznie w stosunku do jego długości. Ich rolą jest przenoszenie obciążeń oraz odciążenie jego poszycia. Na skutek działających sił oraz skupionych w nich obciążeń ulegają głównie zginaniu oraz rozciąganiu i ścisaniu. Szczególnie newralgicznymi miejscami są wręgi, do których: mocowane są okucia skrzydło-kadłub, zawieszono jest podwozie, usterzenie wysokości, płozy czy zaczepy holownicze (w przypadku szybowców i motoszybowców). Obciążenie tych elementów zależy od rozwiązania konstrukcyjnego, stąd istnieje duże zróżnicowanie sposobu obciążenia i rozwiązania projektowego geometrii wręgi¹⁴.



Opracowanie własne.

Rys. 9. Budowa kadłuba półskorupowego samolotu pasażerskiego

¹⁴ W. Stafiej, *Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców*, Politechnika Warszawska, 2000, s. 313.

W skład budowy skrzydła wchodzi także **podłużnice**, które są elementami prętowymi montowanymi wzdłuż osi kadłuba. Ich głównym zadaniem jest przyjęcie części obciążeń z poszycia kadłuba oraz jego usztywnienie. Całość konstrukcji złożoną z poszczególnych wręg, połączonych ze sobą nazywamy **ramą wręgową**, natomiast rama wręgowa wraz z podłużnicami stanowi **szkielet kadłuba**, którego dopełnieniem jest jego poszycie. Składa się ono z elementów powłokowych, których zadaniem jest przeniesienie części sił działających na konstrukcję oraz zapewnienie jej szczelności i wytrzymałości. Elementy te przytwierdzone są do wręg i podłużnic za pomocą nierozłącznych połączeń mechanicznych wykorzystując setki, a czasem tysiące aluminiowych bądź stalowych nitów i nitonakrętek.

Kadłub konstrukcji półskorupowej składa się z poszycia i usztywniającego ją szkieletu, tworzonych przez wręgi i podłużnice w konstrukcji, którego obciążenia zewnętrzne przenoszone są częściowo przez poszycie oraz częściowo przez szkielet. Kadłub o budowie skorupowej zbudowany jest z poszycia przenoszącego całość obciążenia zewnętrznego. W jego konstrukcji nie występują podłużnice, co zasadniczo odróżnia go od konstrukcji półskorupowej.

Kadłub współczesnego statku powietrznego, którego przykładem może być samolot pasażerski podzielony jest na części zwane **sekcjami** (rys. 9). Wytwarza się je niezależnie, a jego fragmentacja ułatwia produkcję oraz transport. Poszczególne sekcje kadłuba połączone są ze sobą za pomocą **wręgi głównej** (ang. *main frame*) oraz nitów i nitonakrętek, montowanych od jego wnętrza. Miejsce łączenia jest dokładnie ze sobą pasowane i charakteryzuje się bardzo małymi tolerancjami sięgającymi nawet setnych części milimetra.

Statki powietrzne możemy sklasyfikować w zależności od budowy ich kadłuba. Jednym z podziałów jest klasyfikacja dotycząca ilości pokładów. We współczesnym lotnictwie komunikacyjnym wyróżniamy samoloty jedno- i dwupokładowe. **Kadłuby jednopokładowe** w przekroju poprzecznym charakteryzują się jedną kondygnacją, przeznaczoną do umieszczenia w niej pasażerów. Stanowią one zdecydowanie większy procent budowy kadłubów samolotów pasażerskich na świecie. **Kadłuby dwupokładowe**, to takie w przekroju poprzecznym których wyróżniamy dwie kondygnacje, na których rozmieszcza się pasażerów. Przejście pomiędzy pokładami odbywa się za pomocą

schodów. Przykładem dwupokładowego samolotu pasażerskiego jest Airbus A380, który na dwóch poziomach, w jednej z konfiguracji ma możliwość pomieszczenia do 853 pasażerów¹⁵.

2.6. Podwozie

Podwozie jest zespołem elementów, dzięki którym statek powietrzny jest w stanie: utrzymać stabilny postój na podłożu oraz poruszać się po pasie startowym, bądź innej nawierzchni przeznaczonej do nadania mu prędkości w czasie startu, bądź jego wyhamowania w fazie lądowania. Podwoziom statków powietrznych stawia się wiele wymagań konstrukcyjnych. Jego główną rolą jest pochłonięcie całkowitej energii odpowiadającej prędkości opadania statku powietrznego przy zetknięciu kół z ziemią oraz energii uderzenia pionowego. Znaczna jej część jest nieodwracalnie zamieniana na ciepło, zapewniając tłumienie i szybkie zanikanie pionowych wahań po pierwszym ugięciu amortyzatora podczas lądowania. Poza tym podwozie ma zapewniać możliwość jak najskuteczniejszego hamowania, w celu skrócenia dobiegu statku powietrznego. Sprawność ta powinna być także na tyle wysoka, ażeby utrzymać go w miejscu w czasie prób silników, nawet z ich maksymalną prędkością obrotową. Podwozie ma za zadanie zapewnić wysoką stateczność, względem wszystkich osi statku powietrznego oraz jego sterowność i zwrotność¹⁶. Podczas lądowania, przy pełnym ugięciu amortyzatora podwozia, poza jego kołami, żadna z jego części nie może zetknąć się z podłożem. Ważnym jego zadaniem jest także zapobieganie niepożądanym zjawiskom, takim jak **kapotaż**, polegający na odwróceniu się statku powietrznego w płaszczyźnie pionowej. Do zjawiska tego dochodzi zazwyczaj w przypadku nagłego hamowania. Konsekwencją jest jego półpełny obrót wokół osi poprzecznej do długości kadłuba, w wyniku czego statek powietrzny pozostaje odwrócony i podparty na górnej części kadłuba oraz skrzydeł.

Konstrukcja podwozia powinna być dostatecznie wytrzymała na wszystkie działające na nie obciążenia, a przy tym nie może być przesztwniona i za mocna. Taka budowa mogłaby doprowadzić do jego odkształcenia lub zniszczenia w czasie jego pracy. Podwozie powinno także zapewniać minimalne

¹⁵ Dostępny na: <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a380family/>, dostęp: 16.08.2015.

¹⁶ **Zwrotność**ą nazywamy zdolność do łatwej i szybkiej zmiany kierunku ruchu.

przemieszczenie się jego kół wzdłuż osi statku powietrznego, przy ugięciu amortyzatorów, zachowując przy tym niezmienną odległość pomiędzy poszczególnymi kołami, w celu niedopuszczenia do zerwania się ogumienia¹⁷.

Najczęściej w konstrukcji statków powietrznych najczęściej stosuje się podwozie kołowe, złożone z trzech (czasem większej ilości) zespołów kół, które zamieszcza się na tzw. **goleniach**. Są to pionowe lub ukośne elementy, których zadaniem jest przeniesienie obciążenia z płatowca na koła. Takie układy są wyróżniające i masowo stosowane w samolotach pasażerskich i transportowych.

Ważnym detalem budowy podwozia jest **amortyzator**. Jest to mechanizm, którego podstawowym zadaniem jest absorpcja (pochłonięcie) i dysypacja (rozproszenie) energii. Zważywszy na to, w lotnictwie najbardziej rozpowszechnione są amortyzatory olejowo-pneumatyczne. W budowie podwozia, górna ich część najczęściej połączona jest z kadłubem lub skrzydłem. W czasie **przyziemienia**¹⁸, siła pochodząca od prędkości i masy lądującego statku powietrznego skierowana jest pionowo w dół i oddziałuje na jego tłoczysko. Powoduje to przepływ cieczy poprzez układ tłumiący, który stanowi zazwyczaj sztywna płytką z otworami. Hydrauliczna siła tłumiąca wywoływana jest różnicą ciśnienia cieczy roboczej pomiędzy górną i dolną komorą amortyzatora. Dobór tego typu urządzeń w projektowaniu podwozi statków powietrznych nie jest zadaniem łatwym. Powodem tego jest charakter pracy, wynikający z uderzeniowego działania w fazie lądowania i oddziałujący w bardzo krótkim czasie wynoszącym setne części sekundy.

Jednym z wymagań w stosunku do podwozi jest zapewnienie małych oporów toczenia kół, zwłaszcza przy **rozbiegu**¹⁹ statku powietrznego. W celu sprostania takim wymogom, koła w swojej osi poprzecznej wyposażone są w łożyska. Zapewniają one jego stabilność i osiowość podczas obrotu koła. Są bardzo obciążonymi elementami, zapewniającymi właściwe działanie podwozia, którego koło jest w stanie, w czasie jednej sekundy przyspiesza od zera do prędkości 250 km/h i większej. Najczęściej stosowanymi w przemyśle lotniczym są łożyska: stożkowe i walcowe. Ich konstrukcja i budowa nie odbiega

¹⁷ *Budowa i projektowanie obiektów latających*, dostępny na: <http://www.meil.pw.edu.pl/pl/ZSiS/Dydaktyka/Prowadzone-przedmioty/BIPOL>, dostęp: 17.08.2015.

¹⁸ **Przyziemieniem** nazywamy etap lądowania statku powietrznego, w czasie którego następuje kontakt pomiędzy jego podwoziem a podłożem (pasmem lotniska).

¹⁹ **Rozbiegiem** nazywamy fazę startu statku powietrznego liczoną od rozpoczęcia jego ruchu postępowego do utraty kontaktu jego podwozia z podłożem.

od tego typu elementów wykorzystywanych w innych gałęziach przemysłu. Wyjątek stanowią materiały, z których są one zbudowane. Większość łożysk używanych w zastosowaniach lotniczych i kosmicznych jest wykonana z przetapianej w łukowym piecu próżniowym wysokiej jakości stali. Stosuje się także wysokie klasy dokładności i wytrzymałości stosując przy tym metodę obróbki skrawaniem.

Ważną częścią budowy podwozia jest **opona lotnicza**. Najczęściej stosuje się bezdętkowe opony radialne, wypełnione azotem. Jest on gazem mało wrażliwym na różnice temperatur, a do tego gazem trudnopalnym. Opona radialna charakteryzuje się promieniową budową **kordu**, z którego złożona jest jej wewnętrzna warstwa wzmacniająca. Oznacza to, że kolejne nici osnowy nie krzyżują się, a rozciągają równoległe do siebie, tworząc kąt prosty z płaszczyzną symetrii opony. Między osnową a bieżnikiem znajdują się dodatkowe warstwy opasania mające na celu jej wzmocnienie i usztywnienie. Taka budowa skutkuje zmniejszonym oporem toczenia opony, większą elastycznością oraz lepszym jej kontaktem z nawierzchnią. Do jej zalet należą także: większa nośność oraz możliwość przeniesienia większych sił bocznych, co daje mniejszą jej sztywność oraz przyczepność na mokrej nawierzchni. Żywotność opon lotniczych w samolotach pasażerskich mieści się w granicach 150 do 200 lądowań i wymagają one wymiany około co 6 miesięcy. W celu przedłużenia ich zdatności do dalszego użycia potentat w ich produkcji – firma Michelin zaproponowała technologię ang. *Near Zero Growth* (NZG). W tego typu oponach stosuje się kordy zbudowane z kompozytów zbrojonych włóknami nylonowymi oraz aramidowymi. Dzięki takiemu rozwiązaniu są one bardziej odporne na uszkodzenia, a zwiększona pod względem ścieralności wytrzymałość bieżnika umożliwi rzadszą ich wymianę²⁰.

Podwozia kołowe możemy podzielić na **stałe** i **chowane**. Układy chowane charakteryzują się znacznie bardziej skomplikowaną budową. Ich zastosowanie pozytywnie wpływa na zmniejszenie oporu aerodynamicznego, co jest zasadniczym powodem zastosowania ich w statkach powietrznych rozwijających znaczne prędkości. W stosunku do nich stosuje się szczególne wymagania. Czas ich chowania musi mieścić się w granicach od 6 do 12 sekund, a czas ich wypuszczenia musi być jeszcze krótszy. Przy zapewnieniu wysokiego poziomu

²⁰ *Opony lotnicze Michelin w najpopularniejszych samolotach pasażerskich*, dostępny na: http://www.michelin.pl/komunikatyprasowe_wiadomosci/michelin-w-powietrzu, dostęp: 17.08.2015.

jego niezawodności wymagane są także zapasowe urządzenia wypuszczania podwozia. Chowane podwozie powinno być w dwóch skrajnych położeniach dodatkowo blokowane oraz zabezpieczone w przypadku jego złożenia podczas postoju oraz ruchu naziemnego. Powinno ono posiadać odpowiednią sygnalizację w czasie jego wypuszczania jak również chowania.

W typowych konstrukcjach lotniczych w zależności od masy statku powietrznego wykorzystuje się golenie z pojedynczym lub zespołem kół, zamieszczonych na tzw. **wózkach kołowych**. Stosuje się tutaj także tzw. **podwozie tandemowe**. Jego wyróżnikiem jest układ zbudowany z przynajmniej dwóch kół, których osie przekroju podłużnego pokrywają się ze sobą. Zaletą takiego rozwiązania jest ograniczony opór toczenia oraz możliwość przeniesienia stosunkowo dużych obciążeń podczas lądowania, zachowując przy tym wysoką stabilność statku powietrznego.

Golenie podwozia w zależności od rozkładu przenoszonych sił możemy podzielić na główne, pomocnicze i dodatkowe. **Goleń główna** przenosi zasadniczą siłę powstającą podczas lądowania statku powietrznego, natomiast **goleń pomocnicza i dodatkowa** służy do odciążenia jej zasadniczej części i pełni rolę pomocniczą. W celu wzmocnienia elementów podwozia wyróżnić można również podwozia **wielogoleniowe**, stosowane na przykład w samolotach transportowych.

W zależności od umiejscawiania elementów podwozia możemy wyróżnić kilka układów konstrukcyjnych podwozia, z których najczęściej stosowanymi są: klasyczny, trójkołowy (trójpodporowy), jedno- lub dwutorowy oraz inne. W **układzie klasycznym podwozia** wyróżniamy dwie golenie główne znajdujące się przed środkiem masy statku powietrznego, rozstawione między sobą w odległości zapewniającej im zachowanie stabilności przez statek powietrzny. Pod kadłubem w jego części ogonowej znajduje się kółko ogonowe (rzadziej płoza ogonowa). W czasie postoju i ruchu po nawierzchni płatowiec przechylony jest pod kątem w stosunku do podłoża. Najbardziej rozpowszechnionym jest **układ trójkołowy** zwany także **układem trójpunktowym**. Przy tym rozwiązaniu golenie przednia znajduje się zazwyczaj przed środkiem masy statku powietrznego, w płaszczyźnie pionowej, usytuowanej wzdłuż kadłuba i w czasie lotu w nim chowana. Golenie główne mieszczą się pod skrzydłami. Umiejscowione są one w linii poprzecznej do kadłuba, poza środkiem masy statku powietrznego. Przenoszą też większość obciążenia, a golenie przednia pełni rolę pomocniczą, stabilizując statek powietrzny podczas startu lądowania oraz ruchu naziemnym.

Wśród rozwiązań wyróżniamy także układy jedno i dwutorowe. W **układach jednotorowych** dwie główne golenie podwozia znajdują się w osi symetrii wzdłuż kadłuba. Rozmieszczone są one po dwóch przeciwnych stronach środka masy statku powietrznego. Do zapewnienia stabilizacji stosuje się dodatkowe koła zamieszczone pod skrzydłami. W **układzie dwutorowym** golenie główne rozmieszcza się w dwóch rzędach obok siebie, najczęściej na wysokości brzegów kadłuba. W rozwiązaniu tym zazwyczaj nie stosuje się elementów pomocniczych.

3. Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Podstawowym materiałem używanym w konstrukcjach lotniczych są metale. Należą do nich głównie: stal, aluminium, tytan oraz ich stopy z innymi metalami. Jeszcze w 2000 roku udział masowy stali wynosił ok. 8,1%. Obecnie w konstruowaniu elementów nośnych stal wyparta została przez takie metale jak: tytan oraz aluminium, lecz nadal jest powszechnie używana w elementach konstrukcyjnych silników lotniczych. W produkcji elementów nośnych właściwie nie są już spotykana.

3.1. Aluminium i jego stopy

Stopy aluminium należą do najważniejszych materiałów konstrukcyjnych, stosowanych w przemyśle lotniczym. Głównymi składnikami stopów aluminium w lotnictwie są: miedź, krzem, mangan, magnez i cynk. Dodatkami w ilościach małoprocentowych są: nikiel, żelazo, tytan, chrom, beryl oraz inne. Ze stopów aluminium wykonuje się bardzo obciążone elementy konstrukcji lotniczych, takie jak dźwigary, uźebrowania, wręgi, poszycia, wsporniki konstrukcji płatów. Ważnym elementem w projektowaniu skrzydeł samolotów są elementy łączące – nity (nitonakrętki), które także wykonane są z tego materiału. Aluminium oraz jego stopom towarzyszą liczne problemy. Jednym z nich jest łamanie się wiórów przy jego obróbce. Podczas toczenia grube wióry (często o wysokiej wytrzymałości) owijają się wokół materiału obrabianego lub narzędzia. Kolejnym problemem jest stosowanie w procesie obróbki mechanicznej drogich narzędzi oraz wiertel, których żywotność jest stosunkowo niska. Koszt obróbki aluminium i jego stopów jest zatem wysoki. Istotna jest również kwestia łączenia aluminium i jego stopów za pomocą złączy spa-

wanych. Główne trudności, jakie występują podczas spawania stopów aluminium wynikają z: dużego powinowactwa aluminium do tlenu i powstawania trudnotopliwego tlenku, wysokiej przewodności cieplnej oraz dużej rozszerzalności. Znaczącymi trudnościami towarzyszącymi temu procesowi są: duże spadki wytrzymałości w temperaturach spawania oraz utraty pierwiastków stopowych, takich jak magnez, cynk czy lit. Spawanie aluminium odbywa się przeważnie w otoczeniu gazu ochronnego (argon, hel z argonem, inne) co znacznie zwiększa koszty tego procesu.

3.2. Tytan i jego stopy

Tytan to pierwiastek metaliczny, znany ze swojej wysokiej wytrzymałości mechanicznej w stosunku do ciężaru właściwego. Jest metalem bardzo lekkim (gęstość 4507 kg/m^3). Charakteryzuje się wysoką temperaturą topnienia wynoszącą 1668°C . Handlowy tytan o czystości 99,2% jest lżejszy od stali o ok. 45%, a cięższy od aluminium o 60%. Posiada bardzo dobre właściwości chemiczne. Jego najpowszechniejszą cechą jest doskonała odporność na korozję, porównywalna do odporności platyny. Należy do grupy paramagnetyków, wykazując niską przewodność cieplną oraz elektryczną. Dzięki jego właściwościom z powodzeniem znalazł swoje zastosowanie w lotnictwie oraz przemyśle kosmicznym. Wykorzystywanie tytanu wprowadziło nowe jakościowo konstrukcje lotnicze, czyli nowoczesne silniki i płatowce o znacznie zmniejszonej masie konstrukcji. Pozwoliło to zwiększenie osiągnięć samolotów. W nowoczesnych konstrukcjach płatowca, z tytanu wykonuje się: elementy siłowe, elementy łączące (nity, śruby, sworznie itp.) oraz konstrukcję nośne skrzydeł. Udział wagowy tytanu w tworzeniu płatowców w latach osiemdziesiątych minionego stulecia ustabilizował się na poziomie 7–12%. W najnowocześniejszych produktach firmy Boeing (787 Dreamliner) oraz Airbus (model A380) jego udział wynosi ok. 15%.

Z tytanem i jego zastosowaniem łączą się liczne problemy. Sam proces wytwarzania tytanu jest obciążony wieloma niedogodnościami. Otrzymuje się go przez redukcję dwutlenku tytanu. Stosowana metoda Krolla jest bardzo kosztowna. Dużym problemem jest proces topnienia tytanu, ze względu na wytwarzanie się wysokiej temperatury. Poza tym tytan w temperaturze topnienia wykazuje aktywność chemiczną. Kolejnym problemowym aspektem jest obróbka mechaniczna tego materiału. Odzysk metalu ze złomu i wiórow

jest procesem uciążliwym technologicznie. Stosuje się często techniki bezwiorowe, lecz są one ściśle związane z modyfikacją jego składu, a co za tym idzie właściwości mechanicznych.

3.3. Materiały kompozytowe

Materiał kompozytowy (krócej: kompozyt, laminat) jest to tworzywo złożone z dwóch lub więcej komponentów o różnych właściwościach. Głównymi składnikami kompozytu są: osnowa (zwana matrycą) oraz wzmocnienie (inaczej zbrojenie). Osnowa stanowi przeważnie od 10–80% objętości całego kompozytu. Jest to jednolity materiał wypełniający przestrzeń między elementami wzmacniającymi, jednocześnie stanowiący dla nich spoinę. Jej dodatkową rolą jest ochrona materiału wzmacniającego, przenoszenie na niego naprężeń zewnętrznych i nadawanie żądanego kształtu wytworzonej części. Wzmocnienie odpowiada za ukształtowanie pozostałych właściwości kompozytu. Materiały kompozytowe są obecnie w konstrukcjach lotniczych stosowane bardzo powszechnie. W porównaniu z metalami mają wysoką sztywność oraz wytrzymałość mechaniczną przy stosunkowo małej masie. W przemyśle lotniczym najczęściej używaną grupą są kompozyty włókniste, czyli takie których zbrojenie zbudowana jest z włókien. Są one elementem nośnym, natomiast matryca służy jako spoiwo łączące włókna, zapewnia rozdział obciążenia zewnętrznego pomiędzy włókna, a także chroni je przed czynnikami zewnętrznymi. Najbardziej rozpowszechnionymi rodzajami wzmocnienia stosowanymi w kompozytach włóknistych są włókna: szklane G (ang. *Glass*), węglowe C (ang. *Carbon*), oraz aramidowe A (ang. *Aramid*). Kompozyty włókniste są najbardziej efektywnymi spośród materiałów kompozytowych, w tym sensie, że wykazują najlepsze właściwości mechaniczne i wytrzymałościowe przy najmniejszym ciężarze właściwym. Ich jedyną wadą jest wyższa cena. We współczesnych konstrukcjach lotniczych wykorzystuje się najczęściej kompozyty wzmacniane włóknami szklanymi GFRP²¹ oraz włóknami węglowymi CFRP²² (rys. 10).

21 GFRP – Glass Fiber Reinforced Plastics.

22 CFRP – Carbon Fiber Reinforced Plastics.



Źródło: <http://www.a350xwb.com/innovation/>, dostęp: 18.08.2015.

Rys. 10. Skrzydło samolotu Airbus A350 XWB zbudowane z kompozytu węglowego

Przykładem znaczącego zmniejszenia masy samolotu, poprzez zastosowanie materiałów kompozytowych jest samolot Airbus A380. Około 22% struktury podstawowej samolotu (w stosunku wagowym) wykonano z różnych kompozytów włóknistych z osnową z żywicy epoksydowej. Powodem tego była wysoka sztywność wzmacniających włókien węglowych z wartościami 935 GPa (gigapaskali) w porównaniu z 70 GPa dla stopów aluminium. Airbus stosuje w swoich produktach również kompozyty GFRP. Znalazły one zastosowanie w usterzeniu pionowym wielu współczesnych samolotów tej firmy. Nowostosowanym kompozytem wykorzystanym w konstrukcjach współczesnego lotnictwa jest **GLARE** (ang. *Glass Fibre Reinforced Aluminium Laminates*). Jest to rozwiązanie hybrydowe złożone z 2 do 6 warstw aluminium o grubości 0,2 do 0,5 mm. Pomędzy skrajnymi warstwami aluminium są usytuowane na przemian warstwy włókien i metalu. Powłoki ukierunkowanych włókien szklanych o grubości 0,125 do 0,5 mm są spojone osnową z żywicy epoksydowej i połączone z aluminium. Materiał typu GLARE jest droższy od aluminium i innych kompozytów. Poza tym ma niską gęstość i jest odporniejszy na korozję. Jego niewątpliwą zaletą jest odporność na pęknięcia. Jego warstwowa, metalowo-kompozytowa konstrukcja zapobiega propagacji

w miejscu jego powstania. Kolejnym przykładem zastosowania zaawansowanych materiałów kompozytowych w lotnictwie jest Boeing 787 Dreamliner. W samolocie tym udział masowy kompozytów to ok. 50%, natomiast udział objętościowy stanowi 80%. W większości są to laminaty wzmacniane włóknem węglowym. Zostały zastosowane w skrzydłach, kadłubie oraz usterzeniu tego samolotu. Szacuje się, że dalsza przyszłość lotnictwa związana będzie z zastosowaniem tego typu kompozytów. Obecnie także trwają prace nad wykorzystaniem nanorurek węglowych do ich wzmacniania.

Kompozyty są materiałami trudnymi w obróbce mechanicznej. Problemy związane są: z doбором odpowiednich narzędzi skrawających, zużywaniem się ostrzy narzędzi skrawających, możliwościami obróbki skomplikowanych powierzchni krzywoliniowych jak również obróbką w miejscach trudno dostępnych. Wiele trudności koncentruje się wokół efektu delaminacji²³ zachodzącego podczas oddziaływań narzędzia skrawającego na materiał przedmiotu obrabianego. Następną niedogodność stanowi dobór odpowiednich maszyn i urządzeń odpylających, odprowadzających pyły szkodliwe, zarówno dla zdrowia jak i maszyn. Wiele problemów związanych jest także z przetwarzaniem warstwy skrawanej w wiór oraz zachowania wymagań dotyczących stanu geometrycznego powierzchni po obróbce. Typowymi sposobami obróbki skrawaniem kompozytów jest frezowanie, wiercenie i cięcie. Coraz powszechniejszymi technikami obróbki kompozytów są także cięcie wysokociśnieniową strugą wodno-ścierną²⁴, oraz obróbka laserowa.

4. Charakterystyki eksploatacyjne materiałów konstrukcyjnych

Materiały konstrukcyjne zastosowane w strukturach samolotu, podczas eksploatacji narażone są na niesprawności²⁵ i uszkodzenia²⁶. Ich występowanie zależne jest od zastosowanych materiałów. Zachodzą one poprzez różnego

23 Termin wyjaśniony w dalszej części książki.

24 AWJM – Abrasive Water-Jet Machining.

25 **Niesprawność** to takie zdarzenie niepożądane, które pojawia się w systemie technicznym (statek powietrzny), antropotechnicznym (człowiek – statek powietrzny), lub socjotechnicznym (człowiek – statek powietrzny – otoczenie), uniemożliwiając fizyczne lub umowne spełnienie przewidzianych funkcji.

26 **Uszkodzenie** to utrata fizycznych właściwości i (lub) właściwości elementu konstrukcyjnego lub przejście struktury technicznej ze stanu zdatności do stanu niezdatności.

rodzaju zjawiska fizyczne i chemiczne. Jednym z nich są destrukcyjne czynniki mechaniczno-chemiczne. Wywołuje je działanie różnych sił statycznych i dynamicznych działających na konstrukcję, a tym samym na materiał. Są to najczęściej: udary, hałas, wibracje, czyli drgania. Inną postacią uszkodzeń jest korozja oraz kawitacja. W zależności od zastosowanego materiału przyjmuje on inne formy oraz stopień uszkodzenia.

4.1. Charakterystyki eksploatacyjne metali

Metalowe części konstrukcji samolotów narażone są na korozję. Jest to zjawisko niszczenia materiału pod wpływem chemicznego lub elektrochemicznego oddziaływania środowiska. W konstrukcjach lotniczych wyróżniamy jej 3 rodzaje: korozję wżerową, międzykrystaliczną i naprężeniową. Korozja wżerowa niszczy powierzchnię i objętość elementu, natomiast międzykrystaliczna rozprzestrzenia się wzdłuż granic ziaren metali i nie jest widoczna. Ujawnia się dopiero poprzez spadek właściwości mechanicznych materiału. W konstrukcjach lotniczych ten typ korozji jest bardzo niebezpieczny. Zachodzi bardzo szybko, głęboko niszcząc materiał. Jest trudny do wykrycia podczas wykonywania codziennej obsługi wzrokowej. Korozja naprężeniowa zachodzi podczas oddziaływania środowiska korozyjnego oraz naprężeń rozciągających²⁷. Dla konstrukcji lotniczych jest ona niebezpieczna. Rozwija się dosyć szybko tworząc mikroszczeliny. Często uszkodzenie elementu następuje bez przyłożenia obciążenia, jedynie pod wpływem naprężeń własnych. Korozja elementów konstrukcji przyczynia się do obniżenia jej żywotności. To niekorzystne zjawisko dotyczy głównie konstrukcji metalowych. Obecnie prowadzone są prace nad stopami aluminium oraz tytanu, które przeciwdziałają temu zjawisku. Całkowite wyeliminowanie korozji z metalowych konstrukcji lotniczych najprawdopodobniej nie jest jednak możliwe.

4.2. Charakterystyki eksploatacyjne kompozytów

Kompozyty pod wpływem obciążeń przybierają inne formy uszkodzeń niż metale. Są one narażone na wszelkie uszkodzenia strukturalne takie jak pęknięcie żywicy oraz włókien, rozwarstwienia, czy nieciągłości struktury. Naj-

²⁷ **Naprężenia rozciągające** jest to miara sił wewnętrznych powstających w ciele pod wpływem zewnętrznej, odkształcającej siły, które powodują rozciąganie ciała.

częściej spotykanymi uszkodzeniami materiałów kompozytowych są: rozwarstwienie (delaminacja), utrata sztywności, rozklejenie, pęknięcia oraz inne.

Zjawisko **delaminacji** jest jednym z najpoważniejszych i najczęściej występujących defektów podczas eksploatacji oraz obróbki mechanicznej. Występuje zazwyczaj w kompozytach zbudowanych z wielu warstw, w następstwach uderzeń i krótkich gwałtownych przegrzań. Polega na utracie spójności poszczególnych warstw, powodując obniżenie sztywności oraz wytrzymałości materiału. Kolejnym uszkodzeniem charakterystycznym dla materiałów kompozytowych jest utrata ich sztywności²⁸, która zależy od właściwości materiałów i konfiguracji struktury (sposobu przyłożenia sił i momentów).

W praktyce sztywność struktury określa się za pomocą współczynników sztywności będących stosunkiem wartości przemieszczenia do wartości siły to przemieszczenie wywołującej. Często towarzyszy jej lokalne rozwarstwienie poszycia, najczęściej spowodowane uderzeniem przez ciało obce (typowe uszkodzenie osłony radaru statku powietrznego przez ptaki). Innym uszkodzeniem kompozytu jest rozklejenie. Jest to brak lokalnej spójności łączonych elementów kompozytowych. W konstrukcjach lotniczych powstaje często w miejscach gromadzenia się wody.

Uszkodzenia charakterystyczne zarówno dla metali oraz kompozytów mają duże konsekwencje dla konstrukcji lotniczych. Ma ono decydujący wpływ na bezpieczeństwo eksploatacji i żywotność samolotu. Obecnie trwają intensywne prace nad modyfikacją składów chemicznych, w celu zapobiegania zjawisku korozji. Materiały stosowane w lotnictwie, takie jak tytan, aluminium oraz ich stopy mają małą podatność korozyjną, jednakże to zjawisko nadal im towarzyszy. Kompozyty natomiast są tworzywami ulegającymi delaminacji oraz pęknięciom czasem bardzo silnie propagującym w głąb struktury. Ich wysoka sztywność powoduje tzw. kruche pęknięcia, którym towarzyszy lawinowy wzrost szczeliny prowadzący do zniszczenia elementu.

4.3. Kierunki rozwoju materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych

Dobór materiału ma zasadniczy wpływ na jakość i niezawodność konstrukcji lotniczych. Są one podstawowym czynnikiem umożliwiającym postęp oraz wskazującymi dalsze kierunki ich rozwoju. Konstrukcje lotnicze mają szcze-

28 Sztywnością nazywa się zdolność do przeciwstawienia się deformacjom.

gólne wymagania. Poszukuje się materiałów lekkich, a zarazem wytrzymałych mechanicznie i odpornych na korozję. Jednym z kierunków rozwoju materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych będą niewątpliwie materiały hybrydowe, kompozytowo-metalowe. Okazuje się, że mimo wysokich kosztów ich wytwarzania, możemy uzyskać bardzo wysokie właściwości mechaniczne, a czasami zapobiegać niepożądanym efektom typowym dla nich. Przykładem jest materiał GLARE, który dzięki strukturze aluminiowo-kompozytowej przeciwdziała delaminacji i silnie propagującym pęknięciom.

W przemyśle lotniczym, należy spodziewać się ciągłego współzawodnictwa pomiędzy materiałami metalowymi i kompozytowymi, wyznaczającego tym samym nowy kierunek projektowania nowych materiałów dla lotnictwa. Celem tego przedsięwzięcia jest uzyskanie niższego o 20–30% ciężaru oraz niższych o 20–40% kosztów wytwarzania. Cały czas prowadzone są intensywne badania, mające na celu opracowanie nowych materiałów i technologii do zastosowań w lotnictwie, umożliwiających doskonalenie konstrukcji samolotów.

5. Metody wspomaganie projektowania konstrukcji lotniczych

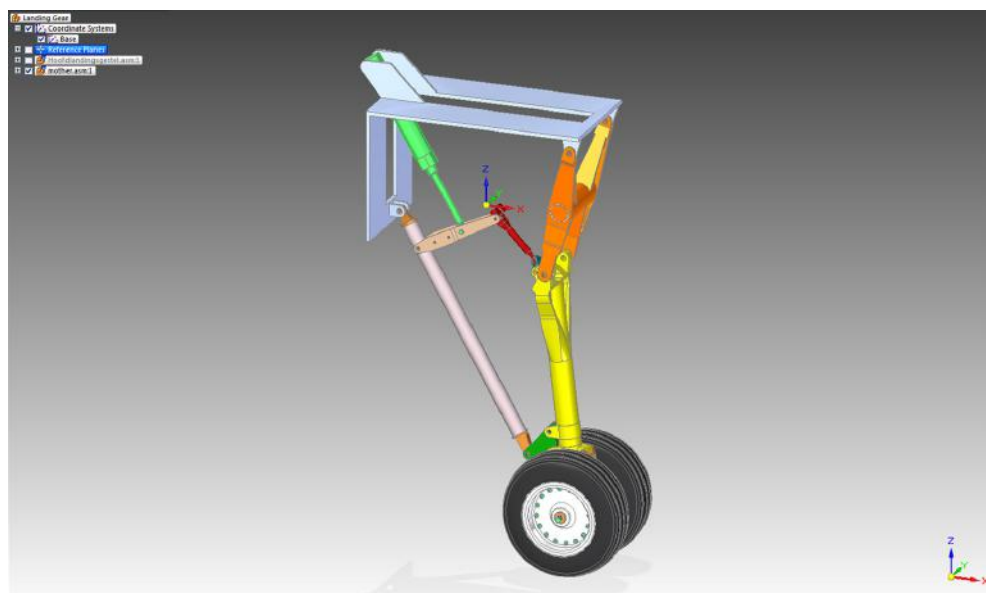
5.1. Metody CIM (CAD/CAM/CAE) w projektowaniu konstrukcji lotniczych

Zastosowanie komputerów pozwoliło na stworzenie szerokiego wachlarza programów wspomagających pracę inżynierów i innych specjalistów czuwających nad projektowaniem, konstrukcją, eksploatacją, zarządzaniem oraz innymi czynnikami w przemyśle lotniczym. Obecnie każda część procesu wytwórczego, począwszy od idei aż po gotowy produkt jest udoskonalana przy użyciu komputera. Współcześnie w procesie wytwórczym firm oraz koncernów zajmujących się produkcją lotniczą powszechnie korzysta się z systemów wspomagających procesy: projektowania, obliczeń, wytwarzania oraz inne. Dzięki nim konstruktorzy i inżynierowie mogą bardzo szybko stworzyć cyfrowe prototypy części czy urządzeń oraz poddać je analizie pod względem technologicznym, wytrzymałościowym oraz innym. Wszystko to odbywa się bez generowania kosztów oraz co bardzo ważne, szczególnie w przypadku konstrukcji lotniczych, systemy te pozwalają na uniknięcie wielu błędów już na etapie projektowania.

Najbardziej rozpowszechnionym i wykorzystywanym wydaje się **Zintegrowany System Wspomagania Wytwarzania**, określanego mianem **CIM**

(ang. *Computer Integrated Manufacturing*). W jego skład wchodzi poszczególne podsystemy, z których najbardziej rozpowszechnionymi w przemyśle lotniczym są **Zintegrowane Systemy CAD/CAM/CAE**, tworzące rdzeń systemu CIM.

Podstawą Zintegrowanych Systemów Wspomagania Wytwarzania jest **System Wspomagania Projektowania CAD** (ang. *Computer Aided Design*). To nic innego jak zbiór programów komputerowych, przeznaczonych do przestrzennego i cyfrowego projektowania części oraz ich złożeń w postaci zespołów i podzespołów (rys. 11).



Opracowanie własne.

Rys. 11. Interfejs graficzny systemu CAD w programie Siemens Solid Edge ST5 wraz z modelem podwozia samolotu

Przy pomocy tego oprogramowania projektuje się trójwymiarowe (3D) obiekty, które mogą być bazą nie tylko do tworzenia dwuwymiarowej geometrii w postaci dokumentacji technicznej, ale również punktem wyjścia do obliczeń wytrzymałościowych, opracowania technologii ich obróbki, czy doboru materiałów konstrukcyjnych. Modelowanie trójwymiarowe eliminuje konieczność wykonywania kolejnych rzutów i widoków elementu, ponieważ dokumentacja powstaje niemal automatycznie. Ponadto, w przypadku modeli przestrzennych (bryłowych) zmiana geometrii nie pociąga za sobą koniecz-

ności zmiany dokumentacji technicznej, czy jej korekt. Programy CAD są w stanie aktualizować je po każdej zmianie geometrii bazowej²⁹. Współczesne metody projektowania to nie tylko przejście z geometrii 3D na płaszczyznę. Co raz częściej modelowanie odbywa się za pomocą parametrów. Takie projektowanie pozwala użytkownikowi na szybkie wprowadzenie zmian w projekcie czy analizę wariantów wykonania części oraz rozwiązań konstrukcyjnych. Wymieniając superlatywy tego typu narzędzi należy zwrócić uwagę, że coraz mniej konstrukcji lotniczych na świecie powstaje w klasycznych biurach, czy zespołach konstrukcyjnych, ulokowanych w jednym miejscu. Obecnie projektanci mogą znajdować się w różnych miejscach kraju lub nawet świata. Współczesne oprogramowanie CAD pozwala na równoczesną pracę rozlokowanemu, wirtualnemu zespołowi, nadanie im uprawnień przez co mogą korzystać z zasobów innego użytkownika oraz dokonywać korekt czy zmian, które automatycznie przenoszone są na dokumentację techniczną, modele, złożenia czy proces technologiczny. Przykładami programów CAD w przemyśle lotniczym są: Siemens NX, Siemens Solid Edge, CATIA, SolidWorks oraz inne.

Kolejnym elementem CIM jest **System Wspomagania Wytwarzania CAM** (ang. *Computer Aided Manufacturing*). To system komputerowy, którego zadaniem jest integracja fazy projektowania i wytwarzania. Jego charakterystyczną cechą jest przetwarzanie obiektów, powstałych w wyniku modelowania komputerowego na instrukcję maszynowe. Dokładniej ujmując na kod sterujący pozycją obrabiarki bądź maszyn sterowanych numerycznie, które umożliwiają wytworzenie elementów przeznaczonych do konstrukcji lotniczych. Celem stosowania oprogramowania CAM jest ułatwienie projektowania procesów technologicznych, a ich oprogramowanie służy głównie do generowania oraz tworzenia programów sterujących maszynami (obrabiajkami) sterowanymi komputerowo CNC (ang. *Computerized Numerical Control*). Jedną z zalet jest możliwość symulacji, która pozwala na ekranie monitora zobrazować cały proces obróbki. Pozwala to wyeliminować ewentualne błędy oraz kolizje narzędzia z obrabianym materiałem. Ze stosowania systemów CAM wynika wiele korzyści. Maksymalizują one wykorzystanie pełnego zakresu oprzyrządowania oraz wspomagają: tworzenie, weryfikację i optymalizację programów implementowanych w maszynach sterowanymi cyfrowo i komputerowo. Pozwalają one na

29 K. Tubilewicz, A. Zaborski, *Projektowanie technologiczne za pomocą systemów CAD/CAM* [w:] *Przegląd Mechaniczny* nr 6(2005), s. 32.

dostęp do narzędzi zarządzania danymi i procesem, co zapewnia wykorzystanie zawsze właściwych informacji i standardowych zasobów³⁰. Przykładami szeroko stosowanych programów CAM w przemyśle lotniczym są: ADEM, Solid-CAM, EdgeCAM oraz wiele innych.

Elementem zintegrowanego systemu wspomagania projektowania jest **System Wspomagania Obliczeń Inżynierskich CAE** (ang. *Computer Aided Engineering*). Stanowi go oprogramowanie umożliwiające wykonanie testów technicznych i analiz projektów realizowanych komputerowo. Pozwalają one na analizę sztywności i wytrzymałości konstrukcji oraz symulację procesów w nich zachodzących. Umożliwiają one zamodelowanie i zasymulowanie dowolnych zjawisk fizycznych, zachodzących w konstrukcjach o zróżnicowanym stopniu złożoności, począwszy od prostych elementów statków powietrznych, skończywszy na kompletnych zespołach części. Obszarami analizy inżynierskiej są badania z zakresu: wytrzymałości, kinematyki, dynamiki analiza termiczna oraz inne. Służą one głównie do sprawdzenia stabilności i żywotności konstrukcji. Główną zaletą stosowania systemów CAE jest możliwość testowania elementów oraz zespołów bez budowy prototypu, co znacznie przyspiesza proces projektowania oraz znacznie obniża jego koszty. Programami wykorzystywanymi w systemach CAE są: Femap, NX Nastran, LMS Samtech oraz wiele innych. Jedną z metod stosowanych w systemach wspomagania obliczeń inżynierskich jest metoda elementów skończonych.

5.2. Metoda Elementów Skończonych w konstrukcjach lotniczych

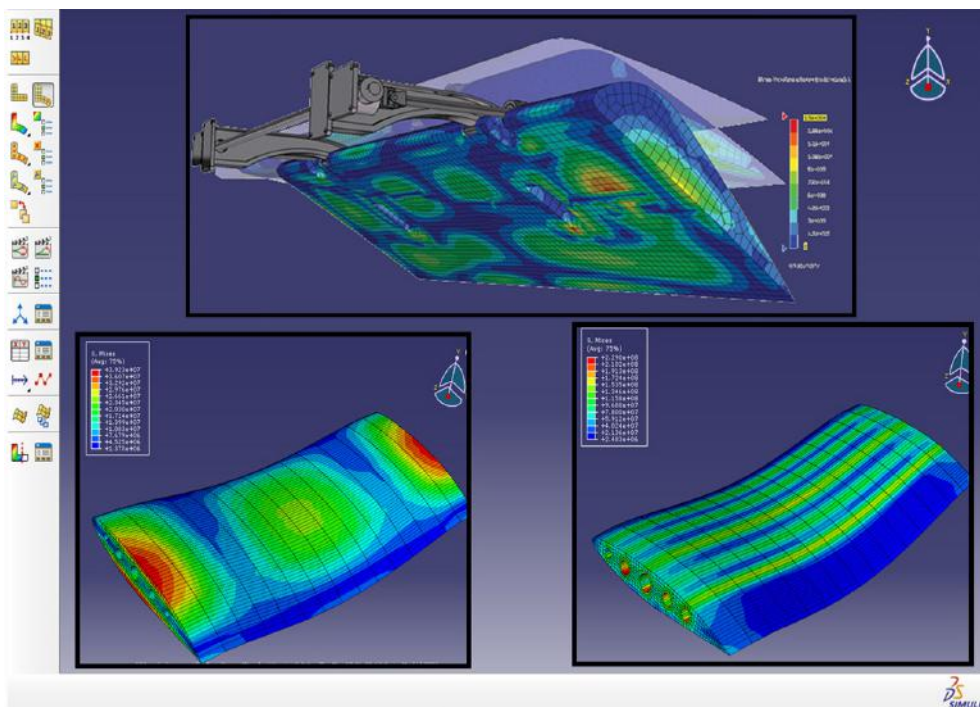
Metoda Elementów Skończonych z ang. *Finite Element Analysis* (FEM), zwana często w skrócie MES, jest najbardziej popularną metodą diagnostyczną stosowaną zarówno w projektowaniu, jak i eksploatacji statków powietrznych. Nie ma obecnie takiej konstrukcji lotniczej, która przed rozpoczęciem seryjnej produkcji nie była poddana analizom w systemach komputerowych, wykorzystujących MES i nie uzyskiwała w nich pozytywnych rezultatów. MES jest metodą numeryczną, czyli działa na zasadzie obliczeń matematycznych. Jej zaletą jest to, że możemy poddawać badaniu takie konstrukcje, ich zespoły czy pojedyncze części, których analizy metodami analitycznymi byłyby bardzo trudne, a czasem niemożliwe do rozwiązania. Poddając analizie

³⁰ Dostępny na: http://www.plm.automation.siemens.com/pl_pl/plm/cam.shtml, dostęp: 18.08.2015.

konstrukcję możemy zdefiniować każde obciążenie, zarówno statyczne, jak i dynamiczne (np. siła, ciśnienie) i uzyskać wyniki w formie przemieszczeń, odkształceń, zniszczeń oraz wielu innych.

Metoda Elementów Skończonych powstała już w latach pięćdziesiątych ubiegłego wieku, jako sposób rozwiązywania wybranych problemów mechaniki. W tamtym czasie zaproponowane metody prowadziły jednak do utworzenia równań układu o znacznej liczbie niewiadomych, których nie dało się rozwiązań ani analitycznie, ani przy użyciu komputerów. Jednym z większych trudności były moce obliczeniowe ówczesnych komputerów.

Chcąc poddać analizie konstrukcję lotniczą lub jej element musimy skorzystać z profesjonalnych programów, które na podstawie obliczeń matematycznych, wykorzystując MES mogą przedstawić nam żądane wyniki. Obecnie na rynku najpopularniejszymi programami są: ANSYS, NASTRAN czy ABAQUS.



Opracowanie własne.

Rys. 12. Interfejs graficzny systemu CAE w programie ABAQUS wraz z analizą wytrzymałościową skrzydła samolotu i jego ruchomego elementu

Pierwszym krokiem w analizie MES jest zbudowanie **modelu geometrycznego**. W tym celu możemy skorzystać z systemów CAD, w których model taki budujemy (modelowanie), zapisujemy w odpowiednim formacie, a następnie wprowadzamy do programu MES. Same programy MES mają możliwości budowy takich obiektów, choć w praktyce korzysta się z programów wspomnianych we wcześniejszym rozdziale. W porównaniu z narzędziami jakie oferuje MES są one znacznie bogatsze w funkcje. Model geometryczny w postaci linii, powierzchni i brył nie musi być wiernym odzwierciedleniem rzeczywistego kształtu badanego obiektu. Przyjęcie uproszczonych modeli w dużym stopniu zmniejsza liczbę elementów skończonych i ilość węzłów, co zmniejsza dokładność wyników. Zatem w wielu przypadkach, podczas modelowania możemy pominąć pewne szczegóły i detale (np. spawy, małe otwory itp.), które nie wpływają na wyniki obliczeń. Podczas budowy modeli geometrycznych wykorzystuje się często symetrie konstrukcji. W tym przypadku analizujemy jakąś część konstrukcji, a wyniki „odbijamy” względem zdefiniowanych wcześniej płaszczyzn symetrii. Dzięki temu otrzymujemy wyniki z taką samą dokładnością, oszczędzając przy tym czas, angażując mniejszą moc obliczeniową komputera oraz minimalizując koszty.

Kolejnym krokiem analizy MES jest określenie (zdefiniowanie) tzw. **warunków brzegowych**. Innymi słowy są to operacje, za pomocą których możemy określić sposób oraz wartość obciążenia konstrukcji lub jej elementu. Ten komponent analizy jest bardzo ważny, bowiem programy MES są czułe na wszelkie niedokładności zdefiniowania warunków brzegowych. Czasami bardzo małe odstępstwa od rzeczywistych warunków dają bardzo duże różnice w wynikach, co może okazać się niebezpieczne w interpretacji wyników przyszłej konstrukcji lotniczej.

Po dokładnym określeniu działających obciążeń, kolejnym krokiem jest wybór **elementu skończonego**, który będzie wykorzystywany do obliczeń. Elementy dzielimy na dwu- i trójwymiarowe. Podczas wyboru, możemy skorzystać z dostępnej w programie biblioteki, lecz wcześniej należy zapoznać się ze specyfikacją oraz uwagami czy ograniczeniami dotyczącymi możliwości ich wykorzystania. Element węzłowy jest podstawowym składnikiem obliczeniowym w programie MES. Każdy podstawowy element posiada tzw. węzły. Obliczenia dokonywane w programie polegają na przeliczeniu przemieszczenia każdego z nich (w układzie współrzędnych) na wielkości jakie chcemy otrzymać z analizy.

Ostatnią czynnością przed dokonaniem obliczeń przez program jest **dyskretyzacja**. Jest to proces podziału obszaru analizy (stworzonego wcześniej

modelu geometrycznego lub jego części) na elementy skończone. Podział i stworzenie siatki, tzw. *meshing* może być dokonany w programie automatycznie lub zdefiniowany przez użytkownika. W przypadku bardzo skomplikowanych elementów konstrukcyjnych funkcja automatycznego podziału, często nie przynosi zamierzonych rezultatów. W takich przypadkach często korzysta się z podziału analizowanego elementu na kilka części, w których definiuje się różne wielkości elementów i siatek. Elementy skończone w analizowanym obszarze powinny płynnie zmieniać swoje wymiary i nie przybierać kształtów silnie zdeformowanych. Przyczynia się to do występowania lokalnych błędów, a w niektórych przypadkach może uniemożliwić analizę.

Metoda Elementów Skończonych obecnie jest powszechnie wykorzystywana podczas projektowania konstrukcji lotniczych oraz elementów, z których te konstrukcje są budowane. Posiada ona szereg zalet, do których należy zaliczyć: możliwość uzyskania wyników dla skomplikowanych geometrii, oszczędność kosztów oraz czasu podczas projektowania, brak konieczności budowania prototypów. Daje nam ona możliwości określenia słabych, newralgicznych miejsca konstrukcji, obliczyć żywotność oraz zdatność do użytku sprzętu lotniczego oraz inne. Wadą metody jest jej niedokładność, uzależniona od wielu czynników (odpowiedni podział na elementy, wybór elementu skończonego, trudności w modelowaniu materiałów kompozytowych oraz inne). Nie mniej jednak pozwala ona na względnie dokładnie osiągnięcie wyników oraz możliwości skrócenia czasu uruchomienia produkcji nowego wyrobu lub modyfikacji wyrobu znajdującego się w produkcji.

Rozdział II

KLASYFIKACJE I OKREŚLENIA ZWIĄZANE ZE STATKAMI POWIETRZNYMI

1. Wybrane definicje i klasyfikacje statków powietrznych

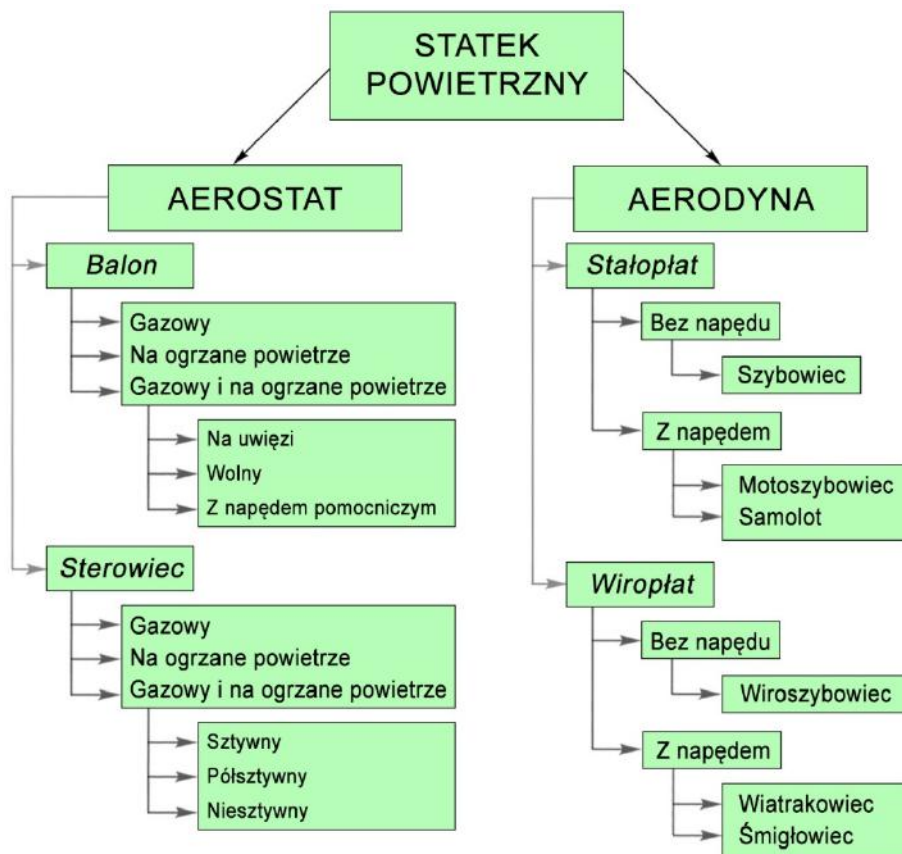
Statkiem powietrznym (SP) nazywamy urządzenie, które zdolne jest do unoszenia się w atmosferze na skutek oddziaływania powietrza innego niż oddziaływanie powietrza odbitego od podłoża³¹. Statki powietrzne są ściśle sklasyfikowane. Ze względu na sposób wznoszenia się w przestrzeni powietrznej dzielimy je na aerostaty i aerodyny (rys. 13).

Aerostaty to obiekty latające, które unoszą się w powietrzu dzięki sile wyporu Archimedesesa. Zalicza się do nich balony i sterowce. Wznoszą się one w atmosferze, ponieważ siła wyporu jest większa niż działająca na nie siła ciężkości. Siła wyporu działa na ciało znajdujące się w płynie³² i jest ona skierowana pionowo do góry – przeciwnie do siły ciężkości. Zwiększenie siły wyporu uzyskujemy na skutek podgrzania powietrza znajdującego się w balonie, bądź sterowcu. Zmniejszenie siły ciężkości uzyskuje się także np. poprzez wyrzucenie balastu. Niestety, nie można takim obiektem wznieść się na dowolną wysokość, ponieważ w górnych partiach atmosfery powietrze jest tak rzadkie (a więc i lekkie), że wyprodukowanie lżejszego od niego gazu staje się prawie niemożliwe. Zmniejszanie wysokości natomiast odbywa się poprzez oziębienie gazu, lub wypuszczenie jego części do atmosfery. Najczęściej wykorzystywanym gazem w aerostatach jest wodór oraz hel. **Aerodyny** są obiektami, które unoszą się w atmosferze poprzez wytworzenie na przeznaczonych do tego powierzchniach siły nośnej, która powstaje poprzez dynamiczne oddziaływanie powietrza na nieruchome (**stałopłaty**) lub ruchome płaty nośne

31 Ustawa z dnia 3 lipca 2002 r. – Prawo lotnicze (DzU z 2013 r., poz. 1393), rozdział 1, art. 2, pkt 2.

32 Przez **płyn** rozumiemy ciecz lub gaz.

(**wiropłaty**). Do aerodyn z nieruchomymi płacami nośnymi zaliczamy: samoloty, szybowce, lotnie i paralotnie, natomiast z ruchomymi: śmigłowce i wiatrakowce.



Opracowanie własne na podstawie Załącznika do rozporządzenia Ministra TBiGM z dnia 7 sierpnia 2013 r. w sprawie klasyfikacji statków powietrznych (DzU z 2013 r., poz. 1032).

Rys. 13. Klasyfikacja (podstawowa) statków powietrznych ze względu na sposób unoszenia się w przestrzeni powietrznej

Statki powietrzne możemy podzielić na klasy, kategorie i podkategorie (tabela 1). Podział na klasy podyktowany jest charakterystyką i przeznaczeniem statku powietrznego. Typizacja na kategorie i podkategorie odbywa się ze względu na wymagania techniczne. Jednym z wyznaczników klasyfikacji SP na podkategorie jest maksymalna masa startowa (ang. *Maximum Take-off Mass* – MTOM). W dalszej części książki, w celu uproszczenia zapisu, oznaczana będzie jako M.

Tabela 1. Wykaz klas, kategorii i podkategorii wybranych statków powietrznych

| Klasa | Kategoria | Podkategoria | Dodatkowa charakterystyka | |
|---|---------------------|-------------------------------|---|------------|
| SAMOLOT (A – Aircraft) | Podstawowa (K1) | Transportowy duży | M >8618 kg | |
| | | Transportu lokalnego | M ≤8618 kg | |
| | | Lekki | Normalna | M ≤5700 kg |
| | | | Użytkowa | |
| | Akrobacyjna | | | |
| | Bardzo lekki | M ≤750 kg | | |
| Konwencjonalna (K2) | – | – | | |
| Specjalna (K3) | – | – | | |
| SZYBOWIEC (G – Glider) | Podstawowa (K1) | Użytkowa | Bez napędu Z napędem Z napędem po- mocniczym | |
| | | Akrobacyjna | | |
| | Konwencjonalna (K2) | – | | |
| Specjalna (K3) | – | – | | |
| MOTOSZYBO- WIEC (MG – Motoglider) | Podstawowa (K1) | Użytkowa | Turystyczny | |
| | | Akrobacyjna | | |
| | Konwencjonalna (K2) | – | | |
| Specjalna (K3) | – | – | | |
| ŚMIGŁOWIEC (H – Helicopter) | Podstawowa (K1) | Duży | M >3175 kg | |
| | | Mały | M ≤3175 kg | |
| | | Bardzo lekki | M ≤600 kg | |
| Konwencjonalna (K2) | – | – | | |
| Specjalna | – | – | | |
| WIATRAKO- WIEC (AG – Autogiro) | Podstawowa (K1) | – | – | |
| | Konwencjonalna (K2) | – | – | |
| | Specjalna (K3) | – | – | |
| BALON (B – Balloon) | Podstawowa (K1) | Gazowy | Wolny Na uwięzi | |
| | Konwencjonalna (K2) | Na ogrzane powietrze | | |
| | Specjalna (K3) | Gazowy i na ogrzane powietrze | | |
| STEROWIEC (AS – Airship) | Podstawowa (K1) | Gazowy | – | |
| | Konwencjonalna (K2) | Na ogrzane powietrze | | |
| | Specjalna (K3) | Gazowy i na ogrzane powietrze | | |
| HYBRYDA (M – Mule) | Podstawowa (K1) | – | – | |
| | Konwencjonalna (K2) | – | | |
| | Specjalna (K3) | – | | |

Opracowanie własne na podstawie Rozporządzenia Ministra TBiGM z dnia 7 sierpnia 2013 r. w sprawie klasyfikacji statków powietrznych (DzU z 2013 r., poz. 1032).

Wśród klasyfikowanych SP wyróżniamy 6 ich kategorii:

K1 – Podstawowa,

K2 – Konwencjonalna,

K3 – Specjalna,

K4 – Kwalifikowana. Wymogiem użytkowania tego statku powietrznego jest posiadanie krajowego lub zagranicznego certyfikatu, świadectwa lub innego dokumentu dopuszczającego do lotu.

K5 – Niekwalifikowana. Są to statki powietrzne:

a) o masie własnej mniejszej bądź równej 70 kg, jednoosobowe, bez napędu. Używane są w celach sportowych lub rekreacyjnych. Nie wydano dla nich żadnego krajowego lub zagranicznego certyfikatu, świadectwa lub innego dokumentu dopuszczającego do lotu, lub dokumentu potwierdzającego spełnienie dla danej klasy (kategorii lub podkategorii),

b) o masie własnej mniejszej bądź równej 115 kg, których pojemność zbiorników paliwa nie przekracza 20 l. Statek ten nie jest w stanie, na pełnej mocy w locie poziomym (lot na stałej wysokości, równoległy do linii horyzontu) przekroczyć 102 km/h, a maksymalna prędkość jego przeciągnięcia³³ wynosi nie więcej niż 44 km/h. Statki te używane są w celach sportowych lub rekreacyjnych. Nie wydano dla nich żadnego krajowego lub zagranicznego certyfikatu, świadectwa lub innego dokumentu dopuszczającego do lotu, lub dokumentu potwierdzającego spełnienie przez niego wymagań dla danej klasy (kategorii lub podkategorii),

c) o maksymalnej masie startowej mniejszej, bądź równej 25 kg. Są to bezzałogowe SP używane wyłącznie w celach sportowych lub rekreacyjnych. Do kategorii tej zaliczamy również spadochrony towarowe³⁴.

K6H – Historyczna. Do tej kategorii zaliczamy nieskomplikowany SP o maksymalnej masie startowej mniejszej bądź równej 600 kg, którego projekt został stworzony przed 1 stycznia 1955 roku, a produkcję zakończono przed 1 stycznia 1975 roku. W tej grupie znajdują się również SP związane z udziałem w ważnym wydarzeniu historycznym, będącym istotnym krokiem w rozwoju lotnictwa bądź odegrał on istotną rolę w siłach zbrojnych państwa członkowskiego Unii Europejskiej.

33 Przeciągnięciem statku powietrznego nazywamy taki jego stan niestabilności, w którym następuje gwałtowna utrata jego siły nośnej oraz nagły przyrost siły oporu aerodynamicznego.

34 Spadochron towarowy, to rodzaj spadochronu służący do dostarczania z powietrza na powierzchnię ziemi towarów, maszyn, środków bojowych, zaopatrzenia medycznego oraz innych przedmiotów.

K6A – **Amatorska**. Kategoria SP o maksymalnej masie startowej mniejszej bądź równej 600 kg, który co najmniej w 51% wykonany jest przez amatora lub stowarzyszenie amatorów. Statki te zbudowane zostały wyłącznie na własny użytek, a nie w celach komercyjnych.

K6R – **Replika**. Jest statkiem powietrznym o maksymalnej masie startowej mniejszej bądź równej 600 kg, spełniającym kryteria historycznego SP lub repliki wykorzystywanej przez Siły Zbrojne z wyjątkiem projektów przyjętych przez Europejską Agencję Bezpieczeństwa Lotniczego (*European Aviation Safety Agency* – EASA). Do tej kategorii zalicza się również projekty struktury, które są podobne do oryginalnego SP. Przykładem repliki jest PZL P.11c, zwany potocznie „jedenastką”. Jest samolotem z okresu sprzed II wojny światowej, którego jedyny egzemplarz znajduje się w Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie (rys. 14).



Źródło: <http://www.muzeumlottnictwa.pl>, dostęp: 31.12.2014.

Rys. 14. Jedyny zachowany egzemplarz repliki samolotu myśliwskiego PZL P.11c

K6E – **Eksperymentalna**. Jest to SP o maksymalnej masie startowej mniejszej bądź równej 600 kg, zaprojektowany lub zmodyfikowany do celów badawczych, eksperymentalnych lub naukowych, budowany w pojedynczym egzemplarzu. Niektóre państwa stosują dla tego typu statków powietrznych

jednolite oznaczenia. Przykładem są eksperymentalne statki powietrzne USA, które oznaczane są jako samoloty serii X. Przeznaczone są do testowania nowych technologii. Ich próby oraz konstrukcje często owiane są tajemnicą. Przykładem takiego statku powietrznego jest Rockwell-MBB X-31 (rys. 15).



Źródło: <http://lexikon.freenet.de>, dostęp: 01.01.2015.

Rys. 15. Samolot Rockwell-MBB X-31 podczas lotu testowego

Jest samolotem supermanewrowym, zdolnym do wykonywania lotów z bardzo dużymi kątami natarcia, wynoszącymi do 80° (większość samolotów osiąga maksymalny kąt natarcia wynoszący w zakresie 15° – 20°). Powstał w połączeniu dwóch konsorcjów amerykańskiego Rockwell International i niemieckiego Messerschmitt-Bölkow-Blohm. Samolot nigdy nie był przewidziany do seryjnej produkcji. Jego testowe loty pozwoliły na opracowanie nowych, niemożliwych dla większości samolotów manewrów takich jak: manewr Herbsta, pętla śmigłowcowa czy atak śmigłowcowy.

2. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z klasami statków powietrznych

2.1. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z samolotami

Najpopularniejszą i największą ze względu na ilość egzemplarzy klasą SP jest **samolot** (*A-Aircraft*). Jest to aerodyna, stałopłat posiadający napęd, który służy do nadania prędkości. We współczesnych samolotach wyróżniamy dwa typy napędów: turbośmigłowe oraz odrzutowe. Tego typu samoloty nazywamy odpowiednio: **samolotami turbośmigłowymi** i **samolotami odrzutowymi**.

Jednym z parametrów lotu samolotu jest jego **prędkość**. Można ją zdefiniować jako zdolność pokonania przez niego drogi w jednostce czasu. Ze względu na prędkości, jakie może osiągnąć samolot, porównując je do prędkości dźwięku³⁵ rozróżniamy samoloty:

a) poddźwiękowe (subsoniczne) – czyli, takie których maksymalna prędkość jest mniejsza niż 340 m/s (1224 km/h).

b) przydźwiękowe (transsoniczne) – o prędkości równej lub zbliżonej do prędkości dźwięku.

c) naddźwiękowe (supersoniczne) – ich prędkość jest wyższa niż prędkość dźwięku.

d) hiperdźwiękowe – obiekty zdolne do poruszania się z prędkością powyżej 1389 m/s (5000 km/h). Przyjmuje się, że obiektami hipersonicznymi są obiekty poruszające się z prędkością równą bądź większą niż 4 Ma ³⁶.

Pojęcie **prędkości hiperdźwiękowej** obecnie nie odnosi się do samolotów. Istnieją jedynie pojedyncze egzemplarze statków powietrznych, które są w stanie być obiektami hiperdźwiękowymi. Klasyfikacja ta wyznacza pewien kierunek zmian na przyszłość. Należy zatem spodziewać się, że nowobudowane konstrukcje lotnicze będą w stanie osiągać co raz to większe prędkości.

Historycznym przykładem samolotu mającego zdolność do poruszania się z bardzo dużymi prędkościami był **Lockheed SR-71 Blackbird**. Prace nad jego

35 Prędkość dźwięku jest zależna od ośrodka, w którym dźwięk się rozchodzi. Dla powietrza jego wartość uzależniona jest od jego parametrów, takich jak temperatura, wilgotność czy ciśnienie oraz innych, które mają pomijalny wpływ. *Przykład: dla temperatury 15°C prędkość dźwięku wynosi 340 m/s (ok. 1224 km/h).*

36 Prędkość Macha określa się jako iloraz prędkości poruszającego się obiektu do prędkości rozchodzenia się dźwięku w tym samym otoczeniu. Jest ona wartością bezwymiarową.

konstrukcją podjęte zostały już w latach 50. ubiegłego wieku, natomiast pierwszy lot odbył się 22 grudnia 1964 roku. Samolot był w stanie osiągnąć prędkość maksymalną wynoszącą 3,56 Ma i pułap ponad 36 km. Niektóre rozwiązania konstrukcyjne zastosowane w jego budowie odbiegały od ogólnie przyjętych. Można użyć stwierdzenia, że samolot stanowił gigantyczny zbiornik paliwa. Jego masa wynosiła 27 ton, natomiast w pełni zatankowany ważył ponad 70 ton. Kolejnym nietypowym rozwiązaniem w jego budowie była niedoszczelniona konstrukcja. Samolot tankowany był bezpośrednio przed startem, ponieważ stojący na płycie postojowej lotniska przeciekał. Po starcie i osiągnięciu dużej prędkości, na wskutek opływu powietrza i wydzielaniu się wysokiej temperatury uszczelniał się. Dlatego też do konstrukcji użyto materiałów odpornych na wysokie temperatury. Tytan stanowił aż ok. 85% wykorzystanych w jego budowie materiałów. Wysokie jego koszty oraz eksploatacja i utrzymanie SR-71 przyczyniły się do dalszego zaniechania rozwijania tej konstrukcji³⁷.

Obecnie trwają prace nad budową **samolotu hipersonicznego** nazwanego jako SR-72 (rys. 16). Uważany jest on za następcę historycznego „Blackbird-a”.

Najprawdopodobniej będzie to bezzałogowy statek powietrzny, mogący osiągać prędkość wynosząca do 6 Ma. Wszystko to dzięki zastąpieniu klasycznego silnika odrzutowego napędem strumieniowym³⁸. Głównym atutem będzie nie tylko duża prędkość, ale również jego wysoka manewrowość. Dzięki tym właściwościom będzie on w stanie wykonać zadanie rażenia celów w bardzo krótkim czasie, w prawie dowolnym miejscu na kontynencie, w czasie krótszym niż godzinę. Producent zapowiada, że operacyjne wykorzystanie SR-72 przewidziane jest na 2030 rok³⁹.

Innym przykładem obiektu hipersonicznego jest **Boeing X-51 Waverider**. Pierwszy jego lot odbył się 26 maja 2010 roku i trwał ponad 3 minuty. Był on wyniesiony przez samolot Boeing B-52H i wystrzelony z jego pokładu w cza-

³⁷ *Creating the Blackbird*, dostępny na: <http://www.lockheedmartin.com/us/100years/stories/blackbird.html>, dostęp: 29.01.2015 oraz P. Crickmore, *Bojowe legendy SR-71 Blackbird*, Vasut, Praga 2007, s. 69.

³⁸ **Napęd (silnik) strumieniowy** (ang. *ramjet*) jest odmianą napędu odrzutowego. Jego charakterystyczną cechą budowy jest prosta, nie zawierająca ruchomych części konstrukcja. Dzięki temu może on pracować w bardzo wąskim zakresie ciągu, czyli utrzymywać stałą prędkość napędzającego go obiektu. Najczęstszym zastosowaniem tego typu napędu jest technika wojskowa w tym szybkie, manewrujące pociski dalekiego zasięgu.

³⁹ *Meet the SR-72*, dostępny na: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/features/2013/sr-72.html>, dostęp: 29.01.2015.

się lotu. X-51 podczas testów był w stanie osiągnąć prędkość 5 Ma i wysokość ponad 21 km. W przyszłości ma być on bezzałogowym statkiem powietrznym, mającym zdolność do poruszania się z prędkością rzędu 6 Ma⁴⁰.



Źródło: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/features/2015/sr-72.html>, dostęp: 18.08.2015.

Rys. 16. Wizualizacja SR-72

Pojęcie prędkości hipersonicznej odnosi się także do **lotniczych środków rażenia**. Są nimi **pociski hipersoniczne**. Broń ta analogicznie jak statki powietrzne jest w stanie osiągać prędkości wyższe niż 4 Ma. Dają one możliwość zniszczenia dowolnego celu na Ziemi, w maksymalnym czasie wynoszącym jedną godzinę. Tak krótki czas daje zdolność do błyskawicznego reagowania na wszelkie zagrożenia, niezależnie od rozmieszczenia własnych wojsk, baz i konieczności uzyskania zezwolenia państw trzecich o zgodę na przelot.

Inny podział, uwzględniający duże prędkości obiektów powietrznych został zaproponowany przez agencję NASA⁴¹ (tabela 2).

⁴⁰ *X-51 WaveRider*, dostępny na: <http://www.boeing.com/advertising/space/advancedsystems/x51.html>, dostęp: 29.01.2015.

⁴¹ Narodowa Agencja Aeronautyki i Przestrzeni Kosmicznej (*National Aeronautics and Space Administration* – NASA). Przedmiotem działalności agencji jest cywilna i wojskowa eksploracja i badania przestrzeni kosmicznej. Agencja zajmuje się **aeronautyką** – nauką o budowie statków powietrznych i kosmicznych, materiałoznawstwie, aerodynamice,

Tabela 2. Podział prędkości okołohipersonicznych

| Rodzaje prędkości | [m/s] | [km/h] | Liczba Ma |
|-------------------------------|-----------|---------------|-----------|
| poddźwiękowa | 340 | 1224 | ↓ 1 |
| przydźwiękowa | 270÷410 | 980÷1475 | 0,8÷1,2 |
| naddźwiękowa | 340÷1710 | 1230÷6150 | 1,0÷5,0 |
| hipersoniczna | 1710÷3415 | 6150÷12 300 | 5,0÷10,0 |
| wysokohipersoniczna | 3415÷8465 | 12 300÷30 740 | 10,0÷25,0 |
| ponownego wejścia w atmosferę | ↑ 8465 | ↑ 30 740 | ↑ 25,0 |

Opracowanie własne na podstawie <http://www.nasa.gov/>.

Klasyfikacja odnosi się do prędkości od poniżej jednego do kilkudziesięciu Macha. Prędkości naddźwiękowe osiąga obecnie większość wojskowych samolotów odrzutowych, natomiast samoloty cywilne z uwagi na oszczędności paliwa latają z prędkościami bliskimi, ale nie przekraczającymi wartości 1 Ma. Prędkości wysokohipersoniczne i oraz ponownego wejścia w atmosferę dotyczą statków kosmicznych (takich jak rakiety czy wahadłowce⁴²). Obiekty te budowane są w celu wykonania lotu w przestrzeń kosmiczną. Wysoka prędkość zwana **prędkością kosmiczną** jest niezbędną do pokonania grawitacji wybranego ciała niebieskiego.

Kolejnym parametrem opisującym możliwości samolotów jest ich **zasięg**. Definiowany jest on jako odległość, którą samolot może przebyć bez uzupełniania paliwa⁴³. Samoloty wg. zasięgu możemy podzielić na:

- a) małego zasięgu – do 300 km,
- b) średniego zasięgu – do 1500 km,
- c) dalekiego zasięgu – 4000 km i powyżej⁴⁴ (rys. 17).

W klasyfikacji statków powietrznych wyróżniamy samoloty pasażerskie: regionalne, wąsko- oraz szerokokadłubowe. **Samoloty regionalne** wykorzystywane są głównie do połączeń krótkodystansowych, często między miastami należącymi do jednego państwa. Innym wyróżnikiem, wynikającym z faktu małego zasięgu samolotu jest zastosowany w nich napęd. Do tej grupy zaliczamy samoloty z silnikami turbośmigłowym oraz odrzutowym. Przykładami

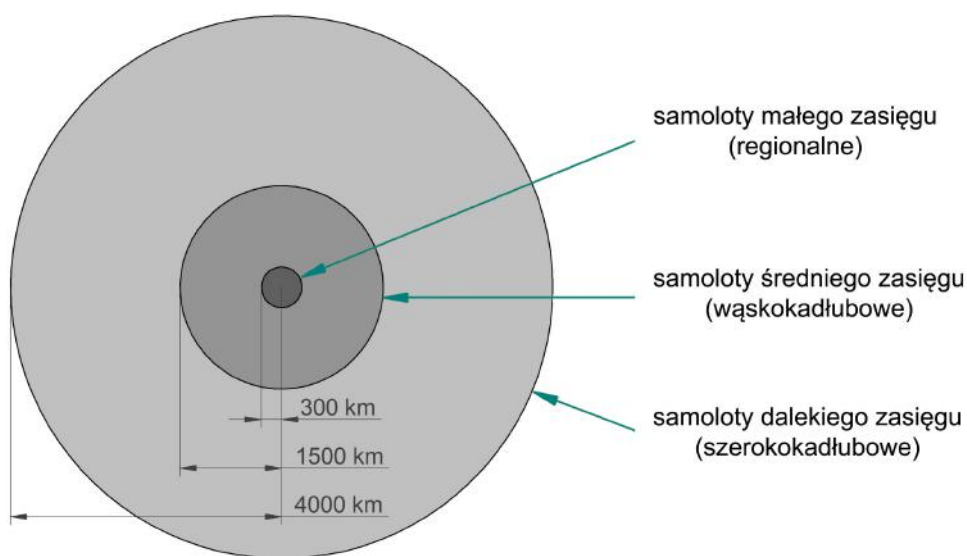
sterowaniu i automatyce oraz niezawodności, dostępny na: http://www.nasa.gov/about/index.html#_VM04Oi5diM8, dostęp: 02.02.2015.

42 Wahadłowcem jest załogowy bądź bezzałogowy statek kosmiczny, zdolny do samodzielnego lądowania na pasie lotniska. Są one wynoszone za pomocą silnika (silników) raketowego lub na pokładzie rakiety lub innego nosiciela.

43 Słownik języka polskiego PWN, dostępny na: <http://sjp.pwn.pl>, dostęp: 02.01.2015.

44 Encyklopedia interia, dostępna na: <http://encyklopedia.interia.pl>, dostęp: 02.01.2015.

tego typu statków powietrznych są Boeing 717, Embraer 145 czy ATR-72. Inną kategorią są samoloty wąskokadłubowe. Wykorzystuje się je w połączeniach krótkodystansowych do 1500 km. Są to często relacje między dużymi miastami należącymi do jednego kontynentu. W statkach powietrznych tej klasy, w większości stosowany jest napęd odrzutowy. Przykładami tego typu współczesnych samolotów pasażerskich są: Boeing 737, Airbus A318, Embraer 195. Ostatnią w tej klasyfikacji grupą stanowią samoloty szerokokadłubowe, przeznaczone do wykonywania lotów na bardzo duże odległości, dochodzące do kilku tysięcy kilometrów. Dzięki nim możliwe są loty transkontynentalne i transoceaniczne⁴⁵. Stosuje się w nich wyłącznie silniki odrzutowe. Posiadają one skomplikowane napędy, podczas konstrukcji których niezwykłą uwagę skupia się na niskim spalaniu paliwa, a co za tym idzie osiągnięciu jak największego zasięgu samolotu. Przykładami współczesnych samolotów pasażerskich są: Boeing 747 (potocznie zwany *Jumbo Jet-em*) oraz największy samolot pasażerski świata – Airbus A380 zwany *Super Jumbo*.



Opracowanie własne.

Rys. 17. Porównanie zasięgów samolotów pasażerskich

45 Loty transkontynentalne rozumiane są jako loty wykonywane przez cały kontynent lub między kontynentami. Loty transoceaniczne odbywają się przez cały ocean, *Wielki słownik W. Doroszewskiego*, dostępny na <http://sjp.pwn.pl>, dostęp: 22.04.2015.

Jedną z podstawowych kategorii są **samoloty transportowe**. Przeznaczone są one do przewozu towarów oraz przesyłek pocztowych. Dzielimy je na dwie podkategorie: **transportowy** duży oraz **transportu lokalnego**. Wyznacznikiem tego podziału jest maksymalna masa startowa (M). **Samolotem transportowym dużym** jest statek powietrzny o masie M większej niż 8618 kg. **Samolotem transportu lekkiego** nazywamy dwusilnikowy samolot o masie M mniejszej bądź równej 8618 kg, lecz nie mniejszej niż 5700 kg, posiadający 19 lub mniej miejsc na pokładzie (wyłączając miejsca dla pilotów). Użytkowanie tej podkategorii samolotu ograniczone jest do wszelkich manewrów właściwych dla normalnego lotu, przeciągnięć (z wyjątkiem przeciągnięć, w których występuje ślizg na ogon) i głębokich zakrętów, w których kąt przechylenia jest nie większy niż 60° .

Samoloty transportowe mają także duże znaczenie w siłach zbrojnych. Służą one do przewozu wojsk, sprzętu, środków zaopatrzenia oraz ewakuacji rannych i chorych, a także wysadzania desantów powietrznych i grup specjalnych⁴⁶. Zgodnie z wyżej wymienioną klasyfikacją, uwzględniającą maksymalną masę startową (M), dzielimy je na samoloty transportowe duże oraz transportu lokalnego. Podział ten nie uwzględnia masy samego ładunku samolotu, co wydaje się bardziej zasadne. Przykładami kategorii tej klasy statków powietrznych eksploatowanych w siłach powietrznych naszego kraju są: Casa C-295 oraz Lockheed C-130 Hercules.

2.2. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z szybowcami i motoszybowcami

Kolejną klasą statków powietrznych są **szybowce** (G – *Glider*) oraz **motoszybowce** (MG – *Motoglider*). W kategorii podstawowej wyróżniamy dwie podkategorie: użytkową i akrobacyjną. Szybowiec jest stałopłatem, uzyskującym siłę nośną, która powstaje na jego nieruchomych skrzydłach. Jego lot swobodny⁴⁷ nie jest zależny od silnika. Start szybowca odbywa się przeważnie dwójako: dzięki wyciągarce lub samolotowi. **Wyciągarka szybowcowa** jest urządzeniem naziemnym, którego działanie polega na nawijaniu liny na bę-

⁴⁶ J. Karpowicz, E. Cieślak, *Lotnictwo wsparcia w sojuszniczych działaniach powietrznych*, AON, Warszawa 2003, s. 23.

⁴⁷ **Ruchem swobodnym** nazywamy ruch statku powietrznego, który wykonywany jest wyłącznie pod wpływem siły grawitacji.

ben. Jej lina, za pomocą której następuje wynoszenie szybowca ma długość od 1000 do 2000 metrów i pozwala na wzniesienie się szybowca na wysokość do 500 metrów. Inna metodą pozwalającą na uzyskanie przez szybowiec żądanej wysokości jest samolot. Po uzyskaniu odpowiedniej wysokości szybowiec wycepia linę holującą i kontynuuje samodzielny już lot.

Sterowanie szybowcem odbywa się za pomocą klasycznych i typowych dla samolotów mechanizmów złożonych z lotek oraz sterów: kierunku i wysokości. Charakterystyczne są także skrzydła tego statku powietrznego. Są długie oraz wąskie. Taka budowa powoduje małe zawirowania powietrza wokół nich oraz stosunkowo niski opór aerodynamiczny. Aerodynamiczna konstrukcja sprawia, że szybowiec jest w stanie odbywać lot ze stosunkowo dużą prędkością (ponad 100 km/h), obniżając jego poziom jedynie kilkadziesiąt centymetrów na sekundę. Taki prostoliniowy ruch postępowy, opadającego pod niewielkim kątem statku powietrznego nazywamy **lotem ślizgowym**. Z ruchem tym związany jest charakterystyczny dla szybowców parametr – **doskonałość aerodynamiczna**. Wyrażana jest ona jako stosunek wysokości lotu statku powietrznego do odległości względem nieruchomego powietrza⁴⁸. Jest ona wartością stałą i zależną od: kształtu profilu skrzydła, jego obrysu oraz ustawienia profilu skrzydła względem kierunku lotu.

Bardzo istotną kwestią w odbywaniu lotów szybowcami są zjawiska atmosferyczne. Prądy: termiczne oraz orograficzne są w stanie zwiększyć wysokość i prędkość szybowca, tym samym znacznie zwiększając czas jego lotu. **Prądy termiczne**, zwane w lotnictwie **prądami wznoszącymi**, powstają na wskutek różnicy temperatur. Są to pionowe ruchy powietrza, których powstawanie uzależnione jest od warunków meteorologicznych i terenowych, w miejscach gdzie one powstają. **Prądami orograficznymi** zwanymi potocznie w lotnictwie **żaglami** nazywamy obszary wznoszeń, których powstanie jest wymuszone przez biegnące poprzecznie do kierunku wiatru przeszkody (zbrocza górskie, wydmy). Często są to mieszane noszenia żaglowo-termiczne, jednak klasyczna postać żagla powstaje również przy całkowitym braku nasłonecznienia.

Motoszybowcem (MG – *Motoglider*) nazywamy szybowiec z zespołem napędowym (silnikiem). Jest on zdolny do wykonywania startu i wznoszenia

⁴⁸ *Przykład:* doskonałość aerodynamiczna 1:40 oznacza, że statek powietrzny z jednego kilometra wysokości w nieruchomym powietrzu jest w stanie poszybować na odległość 40 kilometrów.

przy użyciu własnego napędu. Budowa jego płatowca jest bardzo zbliżona do szybowca. Zespół napędowy motoszybowca stanowi zazwyczaj silnik śmigłowy. W większości konstrukcji jest on montowany w części dziobowej statku powietrznego bądź umieszczony w środkowej części jego kadłuba (rys. 18).



Źródło: http://www.altair.com.pl/news/view?news_id=9353, dostęp: 07.05.2015.

Rys. 18. Motoszybowiec AOS-71 na płycie lotniska

Takie rozmieszczenie zespołu napędowego, w środku jego masy zapewnia stabilność podczas lotu. Zważywszy na ekonomię, tak bardzo ważną w obecnych czasach są to często chowane w locie elektryczne zespoły napędowe. Przykładem takiego rozwiązania jest rodzimy motoszybowiec AOS-71, którego zespół napędowy stanowi synchroniczny silnik trójfazowy Sineton A37KO15 o mocy 30 kilowatów i jest on w stanie wynieść ważący ponad pół tony statek powietrzny, zapewnić jego stabilny lot, przy bardzo małym zużyciu energii.

Klasy szybowców i motoszybowców definiuje także Międzynarodowa Federacja Lotnicza – FAI. Według niej **szybowcem** (D) nazywamy aerodynę o stałym płacie zdolną do długotrwałego lotu swobodnego, nie posiadającą jednostki napędowej, zaś **motoszybowcem** (DM) nazywa się aerodynę o stałym płacie wyposażoną w jednostkę napędową, zdolną do długotrwałego lotu swobodnego bez wykorzystania tego napędu.

W ramach klasy D, motoszybowce klasyfikowane są w następujących podklasach:

a) **Otwarta** (ang. *Open Class*) oznaczana jako DO – jest to dowolny szybowiec,

b) **15-metrowa** (ang. *15 metre Class*) oznaczana jako D15 – do grupy tej należą motoszybowce, których maksymalna rozpiętość skrzydeł⁴⁹ nie przekracza 15 metrów,

c) **Światowa** (ang. *World Class*) oznaczana DW – należy do niej szybowiec PW-5 Smyk.

Jego historia związana jest z planem wprowadzenia przez federację FAI szybownictwa, jako dyscypliny olimpijskiej. Należało ogłosić konkurs i wyłonić taki szybowiec, który dzięki swoim osiągom był w stanie zrównać szanse wszystkich zawodników i wyłonienie najlepszego pilota. Zgodnie z tą koncepcją Międzynarodowa Komisja Szybowcowa określiła minimalne wymagania techniczne. Statek powietrzny miał charakteryzować się: doskonałością nie mniejszą niż 1:30, minimalnym opadaniem nie większym niż 0,75 m/s, prędkością przeciągnięcia poniżej 65 km/h, oraz posiadać rozpiętość skrzydeł nie większą niż 15 m. Ogłoszone do konkursu statki powietrzne zostały ocenione pod względem: zdatności do lotu, kosztów, obsługi naziemnej i ergonomii. Z 42 projektów, w trzyetapowym konkursie na szybowiec nowo utworzonej klasy światowej zwyciężył polski PW-5 Smyk.

Ciekawostką jest fakt, że konstruktorami szybowca PW-5 Smyk byli studenci Politechniki Warszawskiej pracujący pod opieką doświadczonych pracowników tej uczelni. Konstrukcja ta już na etapie projektu była kompromisem pomiędzy kilkoma sprzecznymi wymaganiami. Ze względu na wysoką doskonałość szybowca, jego duży opór kadłuba oraz tandemowe podwozie stałe należało skomasować dobrymi osiągam skrzydła. Zastosowano nowy profil skrzydła oznaczony NN18-17, charakteryzując się małą wrażliwością na zanieczyszczenia ponadto zwiększający doskonałość statku powietrznego. Seryjną produkcję szybowca rozpoczęto w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-Świdnik”. Pierwsze egzemplarze opuściły fabrykę wiosną 1994 roku. W międzyczasie Smyk zdobył wiele innych certyfikatów (z 10 krajów), które pozwoliły mu na dalszy rozwój. W 2001 roku na skutek problemów

49 **Rozpiętością skrzydła szybowca** nazywamy maksymalną odległością między dwoma płaszczyznami stycznymi do końcówek skrzydeł i równoległymi do płaszczyzny symetrii szybowca.

finansowych PZL Świdnik dalsza produkcja szybowca została przeniesiona do zakładów lotniczych w Bielsku-Białej. Ze zmianą producenta wprowadzono jednocześnie zmodyfikowaną wersję szybowca oznaczoną jako B1-PW-5. Zmodernizowano w nim między innymi: układ awaryjnego zrzutu owiewki, tablicę przyrządów, dodano balast ogonowy oraz automatyczne połączenia popychaczy lotek, wprowadzono automatyczne połączenie napędów przy montażu skrzydeł z kadłubem⁵⁰.

d) **Ultralekka** (ang. *Ultralight Class*) oznaczana DU – do podklasy tej należą statki powietrzne klasy D, których maksymalna masa startowa nie przekracza 220 kg (szybowce Microlift to szybowce klasy Ultralekkiej, których obciążenie powierzchni nie przekracza 18 kg/m²). Przykładami są: amerykański SparrowHawk, Apis WR, Silent 2 Targa.

Powyższa klasyfikacja szybowców dotyczy rekordów świata, które są osiągnięte w powyższych podklasach.

Międzynarodowa Federacja Lotnicza – FAI, klasyfikuje także szybowce i motoszybowce wykorzystywane w zawodach rangi międzynarodowej. W tym aspekcie wyróżniamy poniższe klasy szybowców:

a) **Klasa otwarta** (ang. *Open Class*) – nie ma ona specjalnie określonych zasad.

b) **Klasa 18-metrowa** (ang. *18 metre Class*) – ograniczenie w tej grupie stanowi maksymalna rozpiętość skrzydeł wynosząca 18 metrów i nie przekraczająca maksymalnej masy startowej wynoszącej 600 kg. Przykładami statków powietrznych należących do tej grupy są konstrukcje niemieckie: LS10 czy Ventus-2c.

c) **Klasa 15-metrowa** (ang. *15 metre Class*) – której jedynym ograniczeniem jest maksymalna rozpiętość skrzydeł wynosząca 15 metrów i nie przekraczająca maksymalnej masy startowej wynoszącej 525 kg. Przykładami są: niemiecki ASW 27, czy rodzimy szybowiec Diana 2.

d) **Klasa standard** (ang. *Standard Class*) – klasa ta określa wymogi dotyczące: skrzydeł, hamulców aerodynamicznych, podwozia oraz balastu. Rozpiętość skrzydeł szybowców nie może przekraczać 15 metrów, a maksymalna masa startowa nie powinna być większa niż 525 kg. Zabrania się stosowania metod zmierzających do zmian profilu skrzydła innego niż wynika z normalnego działania lotek. Niedozwolone są również wszelkie urządzenia zwiększające siłę nośną szybowca. W Klasie Standard wymagane są hamulce aerodyna-

50 Dostępny na: <http://www.piotrp.de/SZYBOWCE/ppw5.htm>, dostęp: 12.05.2015.

miczne, które nie mogą podnosić osiągow szybowca. Jego podwozie może być stałe lub chowane. Minimalne wymiary koła głównego to: średnica 300 mm i szerokość 100 mm. W klasie tej dozwolone jest stosowanie balastu wodnego, zrzucałego w czasie lotu. Przykładami tego typu szybowców są konstrukcje niemieckie LS8, Discus-2, czy litewski LAK-19.

e) **Klasa światowa** (ang. *World Class*) – opisana została w powyżej klasyfikacji. W Klasie Światowej zabrania się stosowania wszelkich zmian wpływających na opływ powietrza wokół szybowca, takich jak owiewki, turbulizatory⁵¹, oraz substancji chemicznych naniesionych na poszycie szybowca. Jedynymi dopuszczonymi modyfikacjami są: nitka wskazująca opływ powietrza (tzw. ick), sonda energii całkowitej oraz taśma klejąca do zaklejenia szczelin pomiędzy skrzydłami, kadłubem i ogonem. Nie wolno również zaklejać szczelin pomiędzy ruchomymi powierzchniami sterowymi a płatowcem. W niniejszej klasie dozwolone jest stosowanie urządzeń elektrycznych i elektronicznych, włączając w to przyrządy pokładowe oraz urządzenia nawigacyjne. Stosowany balast, nie może być zrzucały w czasie lotu. Masa szybowca powinna być zbalansowana pomiędzy maksymalną masą całkowitą, a minimalną masą startową. W tym celu stosuje się stałe obciążenia, w tym także balast ogonowy. W tej klasie zabrania się także stosowania urządzeń umożliwiających zmianę położenia środka masy szybowca w czasie lotu.

f) **Klasa klub** (ang. *Club Class*) – skierowana jest do pilotów, którzy nie mają dostępu do szybowców o najwyższych osiąгах. Zachowuje ona wartości starszych szybowców wyczynowych. Umożliwia też organizowanie tańszej, lecz wysokiej jakości rywalizacji na międzynarodowym poziomie. Jedynym ograniczeniem kwalifikacji szybowca do Klasy Klub jest wartość jego współczynnika wyrównawczego⁵², który powinien zawierać się w określonym przedziale. Przykładami w tej klasie są: niemiecki Libelle, czy szwajcarski Pilatus PC-11.

51 Turbulizatory są to zwykle aluminiowe, niewielkie elementy przytwierdzone do powierzchni statku powietrznego, które służą poprawie opływu powietrza na powierzchni skrzydła lub innej jego części. Poprzez generowanie wiru w najbliższej warstwie powierzchni nośnej zapobiegają lub opóźniają oderwanie strug powietrza. Turbulizatory umieszczone są zwykle na górnej powierzchni skrzydła, w postaci rzędu rozciągających się blaszek wzdłuż jego rozpiętości. Zmniejszają prędkość przeciągnięcia statku powietrznego oraz poprawiają jego stateczność i właściwości lotne.

52 Współczynnikiem wyrównawczym szybowca f_s nazywamy wartość zmienną obliczaną na podstawie średniej z pięciu najlepszych prędkości rzeczywistych w danym dniu. Jest on ściśle uzależniony od warunków termicznych w dniu, w którym jest wyznaczany.

g) **Klasa 20-metrowa szybowców wielomiejsowych** (ang. *20 metre Two-Seater Class*) – dotyczy szybowców dwumiejsowych z dwuosobowymi załogami. Podobnie jak Klasa Klub, uzależniona jest ona od współczynnika wyrównawczego, jaki musi być uwzględniany przy nadawaniu punktów. Załoga składa się z dwóch pilotów, posiadających odpowiednie kwalifikacje. Tytuł Mistrza otrzymują obydwaj zawodnicy. Rozpiętość skrzydeł nie może przekraczać 20 metrów. Dopuszczalne jest stosowanie balastu wodnego, który może być zrzucony w trakcie lotu. Do szybowców tej klasy można zaliczyć: Arcus oraz Duo Discus.

Inna klasyfikacja szybowców (nie uznawana przez FAI) dzieli je na dwie grupy:

a) **Klasa Sportowa** (ang. *Sports Class*) – jej koncepcja oparta jest na zasadach zbliżonych do Klasy Klub. W celu poszerzenia tej grupy o większą ilość szybowców nie stosowano w niej ograniczenia maksymalnej rozpiętości skrzydeł wynoszącej 15 metrów.

b) **Klasa 1–26** (ang. *1–26 Class*) – jest monotypią klasą popularną w Stanach Zjednoczonych. Jej filar stanowi szybowiec Schweizer SGS 1–26. Pochodzi on z najstarszej wytwórni szybowcowej, przy której powstała także szkoła szybowcowa. Po wielu latach została ona okrzyknięta najbezpieczniejszą szkołą tego typu w Stanach Zjednoczonych. W czasie II wojny światowej pełniła ona rolę centrum szkolenia dla pilotów, dzięki której wyszkoliło się w niej tysiące pilotów wojskowych. Nazywając swoje produkty firma przyjęła zasadę, że pierwsza cyfra oznacza ilość miejsc, natomiast druga kolejny model statku powietrznego.

2.3. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane ze śmigłowcami

Kolejną grupą statków powietrznych są **śmigłowce** (H-*Helicopter*). Ich pierwsze udane konstrukcje pojawiły się pod koniec lat trzydziestych XX wieku. Etymologia nazwy *helikopter*⁵³ pochodzi od greckiego *helix*, oznaczającego śmigło, oraz *pteron* tłumaczonego z tego samego języka jako skrzydło. Śmigłowce należą do grupy aerodyn. Są to wiropląty z napędzanym wirnikiem lub wirnikami o stałych (nieruchomych) osiach zasadniczo pionowych lub

⁵³ *Helikopter* jest angielskim odpowiednikiem słowa śmigłowiec. Jego używanie i nazywanie nim statków powietrznych w języku polskim jest błędem.

nachylonych pod niewielkim kątem do powierzchni płatów. Z systemu wirujących płatów wytwarzana jest cała siła nośna lub najistotniejsza jej część. Ze względu na możliwości wytwarzania siły nośnej na wirującym płacie, śmigłowce posiadają kilka walorów. Jednym z nich jest możliwość pionowego startu i lądowania, możliwość lotu we wszystkich kierunkach, lądowanie na małej powierzchni (przeważnie starannie przygotowanej), wykonywanie lotów na małej wysokości z różnymi prędkościami. Dzięki takim właściwościom śmigłowce znalazły bardzo szerokie zastosowanie w sferze wojskowej, jak również cywilnej.

Ze względu na maksymalną masę startową (M) możemy podzielić je na trzy grupy: duże, małe i bardzo lekkie. Śmigłowce średnie klasyfikują się w przedziale 600 do 3175 kg. Statki powietrzne posiadające masę powyżej 3175 kg, to śmigłowce duże, a poniżej 600 kg stanowią śmigłowce bardzo lekkie.

Ze względu na przeznaczenie śmigłowce dzielimy na:

- a) **szkolne** – wykorzystywane we wstępnym etapie szkolenia pilota,
- b) **sportowe** – stosowane do rywalizacji w zawodach sportowych,
- c) **pasażerskie** – przeznaczone do przewozu osób. Przykładem przyszłej konstrukcji tego typu śmigłowca jest rosyjski Kamov Ka-92 Rachel (ang. *Russian Advanced Commercial Helicopter* – nowoczesny rosyjski śmigłowiec cywilny) (rys. 19).



Źródło: <http://www.kamov.net/kamov-civilian/kamov-ka-92-2/>, dostęp: 14.05.2015.

Rys. 19. Model śmigłowca pasażerskiego Kamov Ka-92

Zgodnie z zapowiedziami producenta, ten 30 osobowy statek powietrzny ma być wprowadzony do seryjnej produkcji w 2018 roku. W przyszłości przeznaczony będzie do szybkiego transportu pasażerów (prędkość śmigłowca ok. 500 km/h) na odległości wynoszące do 1400 km. Lot śmigłowca na taką odległość zajmie czas około 20 minut⁵⁴.

d) **towarowe** – służące do przewozu towarów oraz ładunków.

e) **rolnicze** – przewidziane wykonywania usług w lotnictwie rolniczym (**agrolotnictwie**). Do zakresu działalności tego typu śmigłowców należą czynności wykonywane z pokładu statku powietrznego, takie jak: nawożenie gleby, wysiew nasion, zwalczanie szkodników oraz chorób roślin, szybkie rozsiewanie lub rozpryskiwanie związków chemicznych oraz inne. Zespół urządzeń umieszczonych na pokładzie śmigłowca, przeznaczonych do wykonania zabiegów agrolotniczych nazywamy **aparaturą agrolotniczą**.

f) **gaśnicze** – należą do nich śmigłowce, przewidziane do zadań gaśniczych. W celu ich wykonywania na śmigłowcu montuje się jeden z dwóch systemów do gaszenia pożarów: podwieszany zbiornik typu „Bambi” lub zbiornik półsztywny. Zasobnik „Bambi” jest podwieszany pod śmigłowcem na linach. Jego pojemność wynosi około 1500 litra środka gaśniczego. Przeznaczony jest do gaszenia pożarów w miejscach trudno dostępnych i na obszarach rozległych oraz w przypadku pożarów, których ugaszenie wymaga szybkiego zrzutu dużej ilości środka gaśniczego. Zbiornik półsztywny o podobnej pojemności podwieszany jest bezpośrednio pod kadłubem śmigłowca. W trakcie napełniania wodą rozszerza się, a pobieranie wody odbywa się ze zbiorników o głębokości od 0,3 m. Zbiornik półsztywny daje załodze możliwość precyzyjnego zrzutu środka gaśniczego⁵⁵. Przykładem śmigłowca gaśniczego jest rodzimy PZL W-3AS Sokół oraz amerykański Sikorsky S-64 Skycrane.

g) **medyczne** – śmigłowce używane do ratowania zdrowia i życia ludzkiego np. w ramach lotnictwa sanitarnego. Przykładem ich wykorzystania są działania w ratunkowe MEDEVAC (ang. **Medical Evacuation**), polegające na transporcie rannych z pola walki. Podjęcie oraz ich transport odbywa się przez personel medyczny⁵⁶, do obiektów, takich jak szpitale oraz inne ośrodki

⁵⁴ Dostępny na: <http://www.globalsecurity.org/military/world/russia/ka-92.htm>, dostęp: 14.05.2015.

⁵⁵ T. Karlikowski, *Polskie wersje gaśnicze samolotów i śmigłowców*, Polska Technika Lotnicza nr 51(4/2009).

⁵⁶ W skład personelu medycznego wchodzi: lekarze, ratownicy, pielęgniarki, oraz inne wykwalifikowane osoby.

medyczne. Charakterystyczne dla śmigłowców ewakuacji medycznej jest posiadanie oznaczenia w postaci czerwonego krzyża, umieszczonego na białym tle. Śmigłowce są nieuzbrojone, a ich załoga zgodnie z umowami międzynarodowymi może dysponować wyłącznie bronią osobistą w celu samoobrony.

h) **ratownicze** – śmigłowce używane do działań ratunkowych, których funkcją jest odnajdywanie ludzi w niebezpieczeństwie, zapewnienie im pomocy i przetransportowanie ofiar w bezpieczne miejsce. Przykładem zastosowania tego typu statków powietrznych są działania ratunkowe SAR (ang. *Search and Rescue*).

Z uwagi na ilość silników nośnych, ich rozmieszczenia oraz sposobu równoważenia momentu oporowego (reakcyjnego) wirnika nośnego śmigłowce dzielimy na:

a) **jednowirnikowe ze śmigłem ogonowym (układ klasyczny)** – jest to najpopularniejszy układ konstrukcyjny śmigłowców. Zaletami takiego rozwiązania są: prosta konstrukcja, mało skomplikowana obsługa urządzeń sterowniczych, niski koszt zakupu i eksploatacji oraz wysoka sterowność we wszystkich fazach lotu. W konstrukcji tej stosuje się niewielkie śmigło ogonowe, wytwarzające ciąg w płaszczyźnie poziomej śmigłowca. Powstały w ten sposób moment równoważy moment reakcyjny pochodzący od wirnika nośnego. W wielu konstrukcjach odsłonięte śmigło ogonowe stanowiło poważny problem związany z bezpiecznym eksploatowaniem śmigłowców. Stanowiło zagrożenie nie tylko dla osób znajdujących się w pobliżu końca belki ogonowej, lecz także w czasie lądowania śmigłowca, gdyż istnieje ryzyko zawadzenia śmigłem o podłoże. Ciekawym rozwiązaniem tego problemu jest koncepcja francuskiej firmy Sud Aviation, polegająca na obudowaniu (otunelowaniu) śmigła ogonowego. Taką konstrukcję śmigła ogonowego nazywamy **fenestronem**. Pomimo że rozwiązanie to zwiększa masę śmigłowca, powoduje jego bezpieczniejszą eksploatację.

Zważywszy na fakt, że wadami układu klasycznego są: znaczna strata mocy poprzez przekazanie jej części na napęd śmigła ogonowego, wąski zakres równoważenia śmigłowca oraz konstrukcja długiej belki ogonowej, zwiększającej gabaryty śmigłowca⁵⁷ jest on wiodącym rozwiązaniem konstrukcyjnym w budowie śmigłowców na świecie. Układ ten od nazwiska jego konstruktora zwany jest także **układem Sikorskiego**.

57 T. Szabelski (red.), *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*, WKŁ, Warszawa 2002.

b) **dwuwirnikowe o układzie podłużnym (tandemowe)** – jest to taka konstrukcja, w której układ wirników umieszczony jest poziomo i wzdłużnie, zamontowany jeden obok drugiego najczęściej na końcach kadłuba śmigłowca. Poruszanie się wirników w przeciwnych kierunkach powoduje wzajemne redukowanie się momentu reakcyjnego i dzięki temu zapewnienie stabilności lotu. Takie umiejscowienie zespołów napędowych, ponad kabinami załogi i pasażerską stwarza możliwość wykorzystania dużej przestrzeni wewnątrz kadłuba. Śmigłowce te przeznaczone są najczęściej do transportu ładunków o dużej masie oraz gabarytach. Ze względu na etymologię nazwy pochodzącej od autora, konstrukcje takie nazywamy często **układem Piaseckiego**, a jednym z najbardziej rozpoznawalnych przykładów jest amerykański wojskowy śmigłowiec Boeing CH-47 Chinook (rys. 20).



Źródło: R. Zajkowski.

Rys. 20. Śmigłowiec Boeing CH-47 Chinook

c) **dwuwirnikowe o układzie poprzecznym (układ współosiowy)** – jest to taka konstrukcja, w której układ wirników umieszczony jest w jednej osi. Każdy z nich, w celu zniwelowania momentu oporowego obraca się w przeciwnym kierunku w stosunku do drugiego. W układzie tym, z uwagi na wytwarzanie się dużych drgań najczęściej buduje się śmigłowce małych gabarytów. Rozwiązanie to, z uwagi na nazwisko jego konstruktora nazywamy **układem Kamowa**. Wykorzystywane jest ono w większości śmigłowców produkowanych przez rosyjską firmę Kamow (rys. 19).

Wyżej wymienione układy konstrukcji układów napędowych śmigłowców posiadają wady i zalety, które są znaczącym asumptem w ich wyborze na etapie konstrukcji śmigłowca. Zostały one zebrane i przedstawione w tabeli 3.

Inny podział śmigłowców dokonany jest ze względu na ich osiągi, biorąc pod uwagę możliwości zespołu napędowego w razie wystąpienia jego awarii. Dzielimy je na:

a) **śmigłowce I klasy** – zaliczamy do nich te statki powietrzne, które w przypadku awarii silnika zdolne są do lądowania na opuszczonym miejscu startu lub do bezpiecznego kontynuowania lotu.

b) **śmigłowce II klasy** – są to te statki powietrzne, które w przypadku awarii silnika są zdolne do bezpiecznego kontynuowania lotu, z wyjątkiem przypadku, gdy awaria silnika wystąpi przed określonym punktem po starcie lub po określonym punkcie przed lądowaniem, jeśli awaria ta stworzy konieczność awaryjnego lądowania.

c) **śmigłowce III klasy** – zaliczamy tutaj śmigłowce, których awaria silnika w każdym punkcie ich trajektorii lotu⁵⁸ stwarza konieczność lądowania awaryjnego.




Z osiąganymi zespołu napędowego oraz z sytuacjami awaryjnymi w czasie lotu śmigłowca związane jest pojęcie **autorotacji** (lądowanie autorotacyjne). Zjawisko to polega na obrocie wirnika nośnego śmigłowca (lub innego wiroplata) wywołane ruchem względem opływającego powietrza. Podczas obrotu, wirnik nośny przejmuje energię od strug napływającego powietrza, zapewniając lot bez wykorzystania napędu. Autorotacja wirnika nośnego śmigłowca powoduje wytwarzanie ciągu, umożliwiającego jego lot ślizgowy po awarii zespołu napędowego.

Statkami powietrznymi wykorzystującymi zjawisko autorotacji, do odbywania lotu są **wiatrakowce** (*AG-Autogiro*). Ich zespół napędowy składa się z zazwyczaj z wirnika nośnego oraz śmigła typu pchającego bądź ciągnącego. Wytwarzający siłę nośną wirnik nośny nie jest napędzany silnikiem. Obraca się jedynie dzięki autorotacji, powstałej na skutek opływu powietrza. Cechą charakterystyczną, a zarazem mankamentem wiroplatów jest brak możliwości wykonania **zawisu**⁵⁹. Dużą ich zaletą natomiast jest możliwość krótkiego startu i lądowania, niska masa oraz dość prosta konstrukcja.

⁵⁸ **Trajektorią lotu** statku powietrznego nazywamy tor jego lotu.

⁵⁹ **Zawisem** statku powietrznego nazywamy taki jego stan w czasie lotu, w którym w danej chwili czasu nie wykonuje on ruchu postępowego (jest nieruchomy).

Tabela 3. Zalety i wady układów konstrukcyjnych zespołów napędowych śmigłowców

| Układ | Zalety + | Wady – |
|--|--|---|
| <p>Jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym (klasyczny, Sikorskiego)</p>  | <ul style="list-style-type: none"> - Prosty mechanicznie układ przeniesienia napędu oraz układ sterowania - Wysoka sterowność we wszystkich fazach lotu - Stosunkowo niski koszt eksploatacji | <ul style="list-style-type: none"> - Duże wymiary geometryczne śmigłowca - Potrzeba większej precyzji przy lądowaniu związanej z zadaniem śmigłem ogonowym o podłożu - Konieczność korekty odchylenia śmigłowca przy znacznej zmianie skoku mocy - Duże straty mocy przeznaczone na napęd śmigła ogonowego |
| <p>Dwuwirnikowy o układzie podłużnym (tandemowy, Piaseckiego)</p>  | <ul style="list-style-type: none"> - Możliwość transportu dużych i ciężkich ładunków - Duża powierzchnia wnętrza kadłuba - Niska wrażliwość na zmianę środka masy - Wysoka stateczność podłużna | <ul style="list-style-type: none"> - Złożona budowa układu przeniesienia napędu związane z zapewnieniem synchronizacji pomiędzy wirnikami - Wysoki poziom drgań wywołanych przez nakładanie się obrotów pracy pomiędzy wirnikami w płaszczyźnie poziomej - Skomplikowanie przejście do autorotacji - Powstawanie wysokich oporów indukcyjnych - Niska sterowność śmigłowca w zawisie |
| <p>Dwuwirnikowy o układzie poprzecznym (współosiowy, Kamowa)</p>  | <ul style="list-style-type: none"> - Brak śmigła ogonowego - Mniejsze wymiary geometryczne oraz masa - Mniejsza średnica wirnika głównego - Znikome momenty reakcyjne związane z przeciwnym kierunkiem obrotu wirników | <ul style="list-style-type: none"> - Powstawanie drgań wywołanych bliską odległością między wirnikami w płaszczyźnie pionowej - Złożona budowa układów synchronizujących wirniki - Skomplikowana budowa układów przeniesienia napędu oraz układów sterujących pracą silników - Niska sterowność śmigłowca w zawisie |

Opracowanie własne.

2.4. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z balonami i sterowcami

Balony (B – *Ballon*) i **sterowce** (AS – *Airship*) to kolejne klasy statków powietrznych. **Balonem** nazywamy aerostat bez napędu. Jest nim statek powietrzny lżejszy od powietrza, bez własnego źródła napędu, unoszący się dzięki wyporowi, czyli sile skierowanej ku górze, równej różnicy masy powietrza wypartego przez balon i masy własnej balonu i załogi. Czynnikiem zapewniającym wyporność jest gaz lżejszy od powietrza, lub ogrzewane powietrze.

Balon zbudowany jest z powłoki wykonanej z nieprzepuszczalnej, lekkiej i wytrzymałej tkaniny oraz zawieszanej pod nią gondolą. Powłokę wypełnia się gazem, bądź ogrzewanym powietrzem. Służy ona do uzyskania siły wyporu, skierowanej przeciwstawnie do siły grawitacji, innymi słowy wyniesienia balona w powietrze. Gondola natomiast służy do umieszczenia w niej załogi.

Ze względu na czynnik zapewniający wyporność, balony dzielimy na: **gazowe, na ogrzane powietrze** oraz **gazowe i na ogrzane powietrze**. W balonach gazowych czynnikiem powodującym wyporność jest gaz lżejszy od powietrza np. wodór czy hel. Ze względu na sposób operowania dzielimy je na wolne i na uwięzi. **Balon wolny** zdolny jest do lotu swobodnego lub sterowanego w otaczającym powietrzu. Zaliczane są one do klasy A, którą dzieli się na pięć podklas, z których każda zawiera 15 kategorii odpowiadających rozmiarom balonu. Odpowiednie podklasy przedstawia tabela 4.

Balony wolne ze względu na przeznaczenie możemy podzielić na: sportowe, stratosferyczne, balony-sondy oraz balony-spadochrony. Wśród balonów wolnych wyróżnić możemy takie, które posiadają zespół napędowy. Umożliwia on lot poziomy, wznoszący lub zniżanie w masie powietrza, z liczbą miejsc dla pilota i pasażerów nie większą niż 5.

Balony wolne możemy podzielić także na załogowe oraz bezzałogowe. Balony wolne bezzałogowe, ze względu na ich masę możemy sklasyfikować następująco:

a) lekki – przewozi ładunek użyteczny w postaci jednego lub więcej pakietów o łącznej masie poniżej 4 kg, o ile nie kwalifikuje się jako balon ciężki.

b) średni – zdolny jest do przewiezienia ładunku użytecznego w postaci dwóch lub więcej pakietów o łącznej masie 4 kg lub więcej, jednak nie przekraczającej 6 kg.

c) ciężki – przewożący ładunek użyteczny, który: ma łączną masę 6 kg lub więcej, lub zawiera pakiet o masie 3 kg lub więcej, lub zawiera pakiet o masie 2 kg lub więcej o gęstości powierzchniowej wynoszącej więcej niż 13 gr/cm^2 ,

bądź posiada linę lub inne urządzenie do podwieszania ładunku użytecznego, które wymaga siły uderzenia 230 N lub więcej dla oddzielenia podwieszanego ładunku użytecznego od balonu⁶⁰.

Tabela 4. Klasyfikacja balonów wolnych na podklasy

| Objętość powłoki [m ³] | Podklasa | Podklasa | Podklasa | Podklasa | Podklasa |
|------------------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|
| ↓ 250 | AA – 1 | AX – 1 | AM – 1 | AS – 1 | AT – 1 |
| 250÷400 | AA – 2 | AX – 2 | AM – 2 | AS – 2 | AT – 2 |
| 400÷600 | AA – 3 | AX – 3 | AM – 3 | AS – 3 | AT – 3 |
| 600÷900 | AA – 4 | AX – 4 | AM – 4 | AS – 4 | AT – 4 |
| 900÷1200 | AA – 5 | AX – 5 | AM – 5 | AS – 5 | AT – 5 |
| 1200÷1600 | AA – 6 | AX – 6 | AM – 6 | AS – 6 | AT – 6 |
| 1600÷2200 | AA – 7 | AX – 7 | AM – 7 | AS – 7 | AT – 7 |
| 2200÷3000 | AA – 8 | AX – 8 | AM – 8 | AS – 8 | AT – 8 |
| 3000÷4000 | AA – 9 | AX – 9 | AM – 9 | AS – 9 | AT – 9 |
| 4000÷6000 | AA – 10 | AX – 10 | AM – 10 | AS – 10 | AT – 10 |
| 6000÷9000 | AA – 11 | AX – 11 | AM – 11 | AS – 11 | AT – 11 |
| 9000÷12000 | AA – 12 | AX – 12 | AM – 12 | AS – 12 | AT – 12 |
| 12000÷16000 | AA – 13 | AX – 13 | AM – 13 | AS – 13 | AT – 13 |
| 16000÷22000 | AA – 14 | AX – 14 | AM – 14 | AS – 14 | AT – 14 |
| ↑ 22000 | AA – 15 | AX – 15 | AM – 15 | AS – 15 | AT – 15 |

gdzie:

a) Podklasa AA zawiera balony wolne nieposiadające na wyposażeniu palnika, które uzyskują swoją wyporność przez zastosowanie gazu lżejszego od powietrza, bez utrzymywania zwiększonego ciśnienia w powłoce balonu.

b) Podklasa AX, to balony wolne, które uzyskują swoją wyporność wyłącznie w wyniku podgrzewania powietrza. Powłoka tych balonów nie może być wypełniona żadnym innym gazem niż powietrze i normalne produkty spalania.

c) Podklasa AM – balony wolne, w których do wypełnienia powłoki stosuje się zarówno gaz lżejszy od powietrza i podgrzewacz powietrza (palnik), bez utrzymywania zwiększonego ciśnienia w powłoce balonu.

d) Podklasa AS – balony wolne wypełnione gazem lżejszym od powietrza i zaprojektowane tak, aby umożliwić utrzymywanie zwiększonego ciśnienia powłoki balonu, co w sposób istotny wpływa na osiągi balonu.

e) Podklasa AT – balony wolne niekwalifikujące się do żadnej z wymienionych wyżej klas.

Źródło: <http://www.balony.org.pl/>, dostęp: 21.06.2015.

⁶⁰ Załącznik 2 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym – Przepisy ruchu lotniczego, ICAO, 2005, s. 73, pkt 1.

Balon na uwięzi umocowany jest do stałego lub ruchomego punktu podłoża⁶¹. Ich kształt jest najczęściej wydłużony i opływowy. Unoszą się one w powietrzu z przymocowaną do niego liną, której drugi koniec stale zakotwiczony jest do ziemi lub znajduje się na bębnie wciągarki. Balony na uwięzi, ze względu na przeznaczenie możemy podzielić na: zaporowe, obserwacyjne i balony-dźwigi.

Sterowcami nazywamy aerostaty z napędem. Są one zdolne do lotu sterowanego, za pomocą zespołu napędowego oraz układu sterowania. Najczęściej w swojej konstrukcji, przypominają balon w kształcie cygara. Współcześnie sterowce stosuje się najczęściej do celów: transportowych, badawczo naukowych, radiolokacyjnych oraz reklamowych. Ze względu na układ konstrukcyjny sterowce dzielimy na szkieletowe, półszkieletowe i ciśnieniowe. Z uwagi na czynnik zapewniający ich wyporność, analogicznie do balonów dzielimy je na: gazowe, na ogrzane powietrze oraz gazowe i na ogrzane powietrze. Ze względu na przeznaczenie dzielimy je na sterowce: patrolowe, dozoru radiolokacyjnego, transportowe, komunikacyjne, turystyczne oraz doświadczalne.

2.5. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z hybrydami

Jedną z klas statków powietrznych jest **hybryda** (*M-Mule*), która z uwagi na konstrukcję jest dość młodą grupą statków powietrznych. W klasyfikacji ogólnej wyróżniamy kategorię: podstawową, konwencjonalną i specjalną. Do tej klasy statków powietrznych możemy zaliczyć takie konstrukcje, które posiadają wszystkie lub niektóre cechy kilku klas lub podkategorii statków powietrznych łącznie lub takich statków powietrznych, które nie są dotychczas sklasyfikowane. Dodatkowo mogą one posiadać cechy urządzeń unoszących się w przestrzeni powietrznej, a nie będącymi statkami powietrznymi⁶².

Z uwagi na dynamiczny rozwój myśli konstrukcyjnej statków powietrznych, ich klasyfikacja bywa czasami kontrowersyjna i niejednoznaczna. Przykładem jest statek powietrzny Sikorski X2 (rys. 21). Jego testy dowiodły, że potrafi on osiągnąć prędkość wynoszącą 418 km/h, pobijając tym samym rekord maksymalnej prędkości poziomej śmigłowca (o 18 km/h) należącego do brytyjskiego Westland Lynx. Aktualnie trwają dywagacje dotyczące uznania

⁶¹ Załącznik do rozporządzenia Ministra TBiGM z dnia 7 sierpnia 2013 r. w sprawie klasyfikacji statków powietrznych (DzU z 2013 r., poz. 1032), s. 1, pkt 8–10.

⁶² Ibid., pkt 13.

tego rekordu. Kontrowersje dotyczą budowy tego statku powietrznego, a właściwie jego napędów. Eksperti z Międzynarodowej Federacji Lotniczej – FAI, uznali że część siły nośnej jaką wytwarza pochodzi od pchającego śmigła, umieszczonego w tylnej części kadłuba.



Źródło: <http://www.sikorsky.com/Pages/Products/ImageGallery/ImageGalleryDetails.aspx?ImgID=21>, dostęp: 20.06.2015.

Rys. 21. Sikorski X2 w czasie lotu

W standardowym śmigłowcu cała siła ciągu generowana jest przez pochYLENIE wirnika głównego⁶³, a śmigło umieszczone (wirnik) służy nie do nadania prędkości, a do jego stabilizacji w płaszczyźnie poziomej. Z drugiej zaś strony Sikorski X2 jest statkiem powietrznym spełniającym definicję określoną przez samą federację. Według FAI **hybryda** to aerodyna, wiropląt z napędzanym wirnikiem, którego oś (lub osie) jest (są) stałe i zasadniczo prostopadłe do osi podłużnej wiropląta. Rekord prędkości zatem, a tym samym sama klasyfikacja statku powietrznego Sikorski X2 pozostaje nadal kontrowersją. W odróżnieniu tego typu statków powietrznych często nazywa się je **śmigłowcami hybrydowymi**.

⁶³ X2 śmigłowcem, czy tylko hybrydą?, dostępny na http://www.altair.com.pl/news/wie-w?news_id=4856, dostęp: 20.06.2015.

Uogólniając zatem, **hybrydami** możemy nazwać takie konstrukcje lotnicze, które posiadają przynajmniej dwa niezależne napędy służące do nadania prędkości postępowej. Obecnie stosowanie kilku zespołów napędowych, służących do wytworzenia ciągu przez statek powietrzny jest bardzo popularne. Przykładem jest najdłuższy statek powietrzny świata – HAV304 (nazwa jest akronimem od ang. *Hybrid Air Vehicles*), który jest hybrydą: sterowca, śmigłowca i samolotu. Mierząca 91 metrów hybryda jest o 7 metrów dłuższa od rosyjskiego Antonova **An-225 Mrija**⁶⁴. Ma ona zdolność unoszenia się w powietrzu nieprzerwanie przez trzy tygodnie i w tym czasie ma pokonywać dystanse wynoszące nawet 80 tysięcy kilometrów, rozpędzając się do prędkości maksymalnej 160 kilometrów na godzinę – co czynić ma z niego idealną maszynę do dostarczania towarów w najbardziej niedostępne miejsca świata. Zdaniem producenta obiekty tego typu w przyszłości mają zrewolucjonizować lotnictwo.

2.6. Wybrane definicje, pojęcia i klasyfikacje związane z bezzałogowymi statkami powietrznymi – BSP

Konstrukcje bezzałogowych statków powietrznych (BSP) w ostatnich latach rozwijają się bardzo dynamicznie. Powodem takiej sytuacji jest między innymi stały rozwój ich wyposażenia (aparatury, kamer oraz innych urządzeń), które jest dokładniejsze, zachowując co raz to mniejszą masę. Innymi czynnikami jest stosowanie lżejszych i bardziej wytrzymałych mechanicznie materiałów konstrukcyjnych oraz miniaturyzacja. Początkowo zastosowanie BSP dotyczyło zadań realizowanych w sferze wojskowej, w której wykorzystywane były one między innymi do rozpoznania⁶⁵, obserwacji czy prowadzenia operacji bojowych, często z użyciem uzbrojenia. Obecnie możemy zauważyć ich zdecydowany rozwój i zastosowanie w sferze cywilnej, w takich dziedzinach jak: teledetekcja, fotogrametria, telekomunikacja oraz innych.

We współczesnej terminologii konstrukcja latająca, która wykonuje lot bez pilota na pokładzie, nie ma możliwości zabierania pasażerów oraz umożliwia wielokrotne użycie nazywana jest **bezzałogowym statkiem powietr-**

⁶⁴ Antonov An-225 Mrija jest obecnie największym i najcięższym eksploatowanym samolotem świata.

⁶⁵ Zadania z zakresu ISR (Intelligence – wywiad, Surveillance – śledzenie, Reconnaissance – rozpoznanie).

nym (BSP) lub **bezzałogowym aparatem latającym** (ang. *Unmanned/Unpiloted Aerial Vehicle – UAV*)⁶⁶. Nazwą **bezzałogowy system powietrzny** (ang. *Unmanned Aerial System – UAS*) określa się kompletny system, na który składa się właściwy aparat latający, moduły sterowania, stacja naziemna oraz wszystkie inne urządzenia wchodzące w jego skład⁶⁷. Bezzałogowy statek powietrzny jest zatem zasadniczym elementem bezzałogowego systemu powietrznego. Bardziej ścisłą definicję bezzałogowego statku powietrznego możemy spotkać w terminologii NATO⁶⁸. Jest on definiowany jako: *statek powietrzny o napędzie silnikowym, jednorazowego lub wielorazowego użytku, wykorzystujący siły aerodynamiczne dla zapewnienia siły nośnej, który niezależnie lub jest pilotowany zdalnie, zdolny do przenoszenia ładunków śmiertelnych lub obeszładniających*⁶⁹. Zatem militarne, **bojowe bezzałogowe statki powietrzne** określamy jako UCAV (ang. *Unmanned Combat Aerial Vehicle*).

Wśród bezzałogowych systemów powietrznych obserwuje się także tendencję do budowania takich, które mogą pełnić rolę zarówno załogowych, jak i bezzałogowych platform. Nazywamy je **opcjonalnymi statkami powietrznymi (OSP)**. Przykładem takiej konstrukcji jest wiropląt SW-4 SOLO, produkowany przez PZL-Świdnik S.A.

Aparat latający UAV, który jest zdalnie sterowany i pilotowany drogą radiową przez operatora znajdującego się na ziemi nazywany jest **zdalnie sterowanym aparatem latającym RPV** (ang. *Remotely Piloted Vehicle*). Niektóre z nich wyposażone są w funkcje autopilota, który przejmuje kontrolę nad lotem, z wyłączeniem fazy startu i lądowania. Nowoczesne BSP mogą wykonywać lot autonomicznie, dzięki systemowi programów do projektowania i realizacji toru lotu, z zaprogramowanym manewrem startu, kontroli lotu i lądowania, które są zaimplementowane w ich komputerach pokładowych⁷⁰.

⁶⁶ BSP nazywa się potocznie **dronami**. Takie nazewnictwo nie jest właściwe i nie powinno być stosowane w stosunku do statków powietrznych.

⁶⁷ T. Zieliński, *Funkcjonowanie bezzałogowych systemów powietrznych w sferze cywilnej*, Silva Rerum, Poznań 2014, s. 34.

⁶⁸ Organizacja Traktatu Północnoatlantyckiego (*North Atlantic Treaty Organization – NATO*).

⁶⁹ AAP-6 (2011). *Słownik terminów i definicji NATO zawierający wojskowe terminy i ich definicje w NATO*, Bruksela 2011, s. 386.

⁷⁰ P. Sawicki, *Bezzałogowe aparaty latające UAV w fotogrametrii i teledetekcji – stan obecny i kierunki rozwoju* [w:] *Archiwum Fotogrametrii, Kartografii i Teledetekcji*, Vol. 23, 2012, s. 365.

Bezzałogowe statki powietrzne charakteryzują się różnorodnością konstrukcji, które wyróżniają i charakteryzują ich podstawowe parametry lotu, takie jak: zasięg, pułap oraz długotrwałość przebywania w powietrzu. Ze względu na te własności powstały podstawowe ich klasyfikacje na klasy i kategorie, które przedstawione są w tabelach 5–6.

Tabela 5. Klasyfikacja bezzałogowych statków powietrznych wg Sztabu Generalnego Wojska Polskiego

| Klasa | Kategoria | Pułap [m] | Zasięg [km] |
|--------------------------|-------------------|-----------|----------------|
| Klasa I (↓ 150 kg) | Small | ↓ 366 | 50 |
| | Mini | ↓ 305 | 25 |
| | Micro | ↓ 60 | 5 |
| Klasa II (150÷600 kg) | Tactical | ↓ 915 | 200 |
| Klasa III (↑ 600 kg) | HALE ¹ | ↓ 19 812 | nieograniczony |
| | MALE ² | ↓ 12 192 | nieograniczony |

¹ High Altitude Long Endurance – wysoki poziom lotu (pułap), duża długotrwałość lotu

² Medium Altitude Long Endurance – średni poziom lotu (pułap), duża długotrwałość lotu

Źródło: A. Przekwas, R. Jaroszuk, *Bezzałogowe statki powietrzne w rozpoznaniu wojskowym*, Przegląd Wojsk Lądowych 2009 nr 7, s. 12.

Tabela 6. Podział bezzałogowych statków powietrznych wg naukowców z Wojskowej Akademii Technicznej

| Kategoria | Oznaczenie | Pułap [m] | Zasięg [km] | Długotrwałość lotu [h] |
|--|--------------------------------------|-----------|-------------|------------------------|
| Taktyczne BSP | | | | |
| Mikro | Micro | 250 | ↓ 10 | 1 |
| Mini | Mini | 350 | ↓ 10 | ↓ 2 |
| Bezpośredniej styczości | Close Range (CR) | 3000 | 10÷30 | 3÷6 |
| Krótkiego zasięgu | Short Range (SR) | 3000 | 30÷70 | 3÷6 |
| Średniego zasięgu | Medium Range (MR) | 3000÷5000 | 70÷200 | 6÷10 |
| Średniego zasięgu, dużej długotrwałości lotu | MR Endurance (MRE) | 5000÷8000 | ↑ 500 | 10÷18 |
| Niskiego pułapu, głębokiej penetracji | Low Altitude Deep Penetration (LADP) | 50÷9000 | ↑ 250 | 0,5÷10 |
| Niskiego pułapu, dużej długotrwałości lotu | Low Altitude Endurance (LAE) | 3000 | ↑ 500 | ↑ 24 |

| Kategoria | Oznaczenie | Pułap [m] | Zasięg [km] | Długo- trwałość lotu [h] |
|--|---|-------------------|-------------|--------------------------------|
| Średniego pułapu, dużej długotrwałości lotu | Medium Altitude Long Endurance (MALE) | 5000÷8000 | ↑ 500 | 24÷48 |
| Strategiczne BSP | | | | |
| Wysokiego pułapu, dużej długotrwałości lotu | High Altitude Long Endurance | 15 000÷ 20 000 | ↑ 1000 | 24÷48 |
| Bezpilotowe bojowe statki powietrzne | Unmanned Com- bat Aerial Vehicle (UCAV) | ↑ 20 000 | 400 | 2 |

Źródło: P. Zalewski, *Klasyfikacja BSP: zasięg, pułap i długotrwałość na podstawie – system klasyfikacji BSP wg standardów NATO*, Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej 2001 nr 12, s. 64.

BIBLIOGRAFIA

Akty prawne

- Ustawa z dnia 3 lipca 2002 r – Prawo lotnicze (DzU z 2013 r., poz. 1393).
- Rozporządzenie Ministra Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej z dnia 7 sierpnia 2013 r. w sprawie klasyfikacji statków powietrznych (DzU z 2013 r., poz. 1032).
- Rozporządzenie Parlamentu Europejskiego i Rady (WE) Nr 1008/2008 z dnia 24 września 2008 r. w sprawie wspólnych zasad wykonywania przewozów lotniczych na terenie Wspólnoty (wersja przekształcona) (DzU UE Nr L293/3 z dnia 31.10.2008 r.).

Opracowania zwarte

- Augustyn S., *Aerodynamika, struktury i systemy śmigłowca*, Bydgoszcz 2011.
- Barcik J., Wentkowska A., *Prawo Unii Europejskiej po traktacie z Lizbony*, C.H. Beck, Warszawa 2011.
- Bielawski R., *Konstrukcje lotnictwa wojskowego*, Materiały Kompozytowe nr 4/2014.
- Bielawski R., *Przyszłość lotnictwa*, Przegląd Sił Powietrznych nr 04(064).
- Bielawski R., Rządkowski W., Augustyn S., Pyrzanowski P., *Nowoczesne materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych. Wybrane problemy oraz kierunki rozwoju*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika, RUT-Mech z. 87(3/15).
- Bielawski R., Piskur P., *Szybka naprawa*, Przegląd Sił Zbrojnych nr 3/2014.
- Bronštejn I.N., Semendáev K.A., *Matematyka: Poradnik encyklopedyczny*, wyd. 17, Wydaw. Nauk. PWN, Warszawa 1999.
- Brzezina J.M., *Atak dronów*, WIW, Warszawa 2013.
- Crickmore P., *Bojowe legendy SR-71 blackbird*, Vasut, Praga 2007.
- Cymerkiewicz R., Michałowska I., *Budowa samolotów*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982.
- Dacko M., *Metoda elementów skończonych w mechanice konstrukcji*, Wydawnictwo Arkady, Warszawa 1994.

- Danilecki S., *Projektowanie samolotów*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2006.
- Karpowicz J., Cieslak E., *Lotnictwo wsparcia w sojuszniczych działaniach powietrznych*, Akademia Obrony Narodowej, Warszawa 2003.
- Konieczny J., *Materiały stosowane w konstrukcjach lotnictwa wojskowego*, Armia 4(56)/2013.
- Królikowski W., *Polimerowe kompozyty konstrukcyjne*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2012.
- Lewitowicz J., *Podstawy eksploatacji statków powietrznych*, tom IV *Badania eksploatacyjne statków powietrznych*, ITWL, Warszawa 2007.
- Luźniak T., *Solid Edge ST krok po kroku*, GMSYSTEM, Wrocław 2009.
- Ministerstwo Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej, *Słownik pojęć strategii rozwoju transportu do 2020 roku (z perspektywą do 2030 roku)*.
- Rajchel J., Compa T., Kotlarz W., *Zasoby obronne lotnictwa cywilnego*, WSOSP, Dęblin 2009.
- Rudasz Z., *Transport w działalności logistycznej*, dostępny na <https://ekonom.ug.edu.pl/pp>.
- Sawicki P., *Bezzałogowe aparaty latające UAV w fotogrametrii i teledetekcji – stan obecny i kierunki rozwoju*, Archiwum Fotogrametrii, Kartografii i Teledetekcji, vol. 23, 2012.
- Wiśniowski W., *Szttywność i utrata sztywności konstrukcji lotniczych* [w:] Prace Instytutu Lotnictwa nr 214 (2011).
- Zabłocki E., *Lotnictwo cywilne. Lotnictwo służb porządku publicznego. Klasyfikacje, funkcje, struktury, operacje*, AON, Warszawa 2006.
- Zagrajek T., Krześciński G., Marek P., *Metoda elementów skończonych w mechanice konstrukcji: Ćwiczenia z zastosowaniem systemu ANSYS*, wyd. 1 pop., Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2006.
- Zieliński T., *Funkcjonowanie bezzałogowych systemów powietrznych w sferze cywilnej*, Wydawnictwo Naukowe SILVA RERUM, Poznań 2014.

Strony internetowe

<http://encyklopedia.pwn.pl/>

<http://www.aeroklub-polski.pl/>

<http://www.fai.org/>

<http://www.iata.org/>

<http://www.meil.pw.edu.pl/pl/ZSiS/Dydaktyka/Prowadzone-przedmioty/BIPOL>

www.a350xwb.com

www.boeing.com

www.compositesworld.com

www.lockheedmartin.com

Inne opracowania

Kodeks sportowy FAI, część ogólna, FAI, Lausanne 2013.

Kodeks sportowy FAI, dział 3 – szybownictwo, FAI, Lausanne 2009.

Załącznik 2 do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym – przepisy ruchu lotniczego, ICAO, 2005.

WYKAZ RYSUNKÓW

| | |
|--|----|
| 1. Rodzaje profili lotniczych | 11 |
| 2. Parametry (geometria) profilu lotniczego | 11 |
| 3. Wizualizacja przykładowych profili zbudowanych zgodnie z oznaczeniami NACA | 13 |
| 4. Współczesna konstrukcja skrzydła samolotu | 19 |
| 5. Elementy mechanizacji skrzydła umieszczone wzdłuż krawędzi natarcia | 23 |
| 6. Elementy mechanizacji skrzydła umieszczone wzdłuż krawędzi spływu | 24 |
| 7. Wybrane kształty wingletów samolotów pasażerskich a) sharklet w Airbus A320neo, b) Boeing 737 MAX | 26 |
| 8. Powstanie i redukcja oporu indukowanego przy zastosowaniu wingletów..... | 27 |
| 9. Budowa kadłuba półskorupowego samolotu pasażerskiego..... | 30 |
| 10. Skrzydło samolotu Airbus A350 XWB zbudowane z kompozytu węglowego..... | 39 |
| 11. Interfejs graficzny systemu CAD w programie Siemens Solid Edge ST5 wraz z modelem podwozia samolotu..... | 44 |
| 12. Interfejs graficzny systemu CAE w programie ABAQUS wraz z analizą wytrzymałościową skrzydła samolotu i jego ruchomego elementu | 47 |
| 13. Klasyfikacja (podstawowa) statków powietrznych ze względu na sposób unoszenia się w przestrzeni powietrznej..... | 51 |
| 14. Jedyne zachowany egzemplarz repliki samolotu myśliwskiego PZL P.11c | 54 |
| 15. Samolot Rockwell-MBB X-31 podczas lotu testowego | 55 |
| 16. Wizualizacja SR-72 | 58 |
| 17. Porównanie zasięgów samolotów pasażerskich | 60 |
| 18. Motoszybowiec AOS-71 na płycie lotniska | 63 |
| 19. Model śmigłowca pasażerskiego Kamov Ka-92 | 68 |
| 20. Śmigłowiec Boeing CH-47 Chinook | 71 |
| 21. Sikorski X2 w czasie lotu | 77 |

WYKAZ TABEL

| | |
|---|----|
| 1. Wykaz klas, kategorii i podkategorii wybranych statków powietrznych..... | 52 |
| 2. Podział prędkości okołohipersonicznych | 59 |
| 3. Zalety i wady układów konstrukcyjnych zespołów napędowych śmigłowców | 73 |
| 4. Klasyfikacja balonów wolnych na podklasy | 75 |
| 5. Klasyfikacja bezzałogowych statków powietrznych wg Sztabu Generalnego Wojska Polskiego | 80 |
| 6. Podział bezzałogowych statków powietrznych wg naukowców z Wojskowej Akademii Technicznej | 80 |



WYDAWNICTWO
AON

WYDAWNICTWO

e-mail: wydawnictwo@aon.edu.pl

tel. 261 813 671, tel./fax 261 813 752

KSIĘGARNIA

e-mail: ksiegarnia.akademicka@aon.edu.pl

261 814 608

261 814 055

SKLEP INTERNETOWY

www.ksiegarnia.aon.edu.pl

al. gen. A. Chruściela 103, 00-910 Warszawa



Oferujemy następujące usługi:

- przygotowanie projektów graficznych
- opracowanie redakcyjne i korektę
 - usługi introligatorskie
 - skład komputerowy
 - drukowanie

Nasze atuty:

- długoletnie doświadczenie
- kompleksowa obsługa
- konkurencyjne ceny
- wysoka jakość
- krótkie terminy