



# Fizyka latania

Dziś, kiedy o lotach międzyplanetarnych mówi się bez większego przejęcia, jak o rzeczy zupełnie naturalnej, nie zawsze pamięta się o drogach, które do lotów tych prowadziły i ogromnym wkładzie talentu, zapału, pracy i poświęcenia setek i tysięcy ludzi, którzy mimo trudności i niepowodzeń doprowadzili współczesny stan wiedzy lotniczej do tak wysokiego poziomu.

Andrzej Wasiak

Pierwszych lotów dokonano nie na samolotach, ale balonach. W roku 1783 bracia Joseph i Jacques Montgolfier dokonali wstępu balonem na ogrzane powietrze. Pod koniec XIX stulecia Niemiec Otto Lilienthal dokonał szeregu udanych lotów na zbudowanych przez siebie szybowcach. W czasie prób szybowca w roku 1886 uległ on wypadkowi i zmarł. Szybowce budował Polak Czesław Tański wykonując loty na odległość do 30 m.

Pierwszego udanego lotu silnikowego dokonali Amerykanie – bracia Orville i Wilbur Wright. Było to w grudniu 1903 r. Ta data jest uznawana jako początek lotnictwa silnikowego. Zwraca uwagę ich naukowe podejście do zagadnienia. Przed zbudowaniem samolotu skonstruowali oni tunel aerodynamiczny, w którym przebadali przeszło 200 profili lotniczych. Następnie zbudowali latawiec, potem szybowiec a dopiero na końcu samolot.

## Podstawowe wiadomości o przepływach

### Pojęcia podstawowe

Aerodynamika, jako nauka zajmuje się zagadnieniami ruchu ciał stałych w ośrodku gazowym i wzajemnego oddziaływania ciał stałych i gazu. Z punktu widzenia stosowanych metod aerodynamika dzieli się na doświadczalną i teoretyczną.

**Aerodynamika doświadczalna** gromadzi materiały pomiarowe potrzebne do zagadnień teoretycznych i do celów praktycznych. **Aerodynamika teoretyczna** zajmuje się matematyczną stroną zagadnienia. Jako model teoretyczny służy tzw. **gaz doskonały**. Jest to ośrodek ciągły, pozbawiony lepkości, dzięki czemu przenosi tylko ciśnienie prostopadłe do powierzchni ciała.

W **gazie rzeczywistym** (lepkim) na skutek tarcia między warstwami, oprócz sił prostopadłych powstają siły styczne. Gaz można rozpatrywać jako ściśliwy (w przypadku prędkości przydźwiękowych i naddźwiękowych).

**Strumień gazu** jest to zespół cząsteczek gazu, poruszających się w określonym kierunku (np. opływającym ciałem stałym).

**Linia prądu** jest to krzywa charakteryzująca się tym, że w każdym jej punkcie styczna do niej wyznacza kierunek prędkości cząstek gazu w tym punkcie i w danej chwili.

**Tor cząstki** jest to linia łącząca kolejne położenia cząstki. Rozpatrując przepływ gazu wykorzystujemy dwa najbardziej ogólne prawa przyrody: prawo zachowania masy i prawo zachowania energii.

W zastosowaniu do strumienia gazu prawo zachowania masy sprowadza się do równania ciągłości strumienia, które mówi, że przy dowolnych odkształceniach i zmianach stanu, towarzyszących przepływowi strumienia gazu, cała przestrzeń jest stale wykorzystywana przez gaz, tzn. nie ma w nim przerw.

W przypadku **gazu nieściśliwego** prawo zachowania masy przybiera postać prawa zachowania objętości. Badając przepływ strumienia gazu można założyć, że prędkość jest stała w całym jego przekroju. Ponadto, ponieważ gaz jest nieściśliwy, tzn. gęstość jego jest stała ( $\rho = const$ ), więc równanie ciągłości, wyrażające w tym przypadku zachowanie objętości, ma postać

$$v_1 \cdot F_1 = v_2 \cdot F_2, \quad (1)$$

gdzie

$v_1$  i  $v_2$  – prędkości przepływu w dwóch dowolnych przekrojach strumienia,

$F_1$  i  $F_2$  – odpowiednie pola przekrojów tego strumienia.

W przypadku **gazu ściśliwego** masa gazu przepływająca w jednostce czasu przez dowolny przekrój strumienia pozostaje stała i wyraża się iloczynem  $\rho \cdot v \cdot F$ . W tym przypadku równanie ciągłości ruchu ma postać

$$\rho_1 \cdot v_1 \cdot F_1 = \rho_2 \cdot v_2 \cdot F_2. \quad (2)$$

Stosując do strumienia gazu prawo zachowania energii otrzymujemy tzw. równanie Bernoullego. Dla gazu nieściśliwego równanie to ma postać

$$p_1 + \frac{\rho \cdot v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho \cdot v_2^2}{2}, \quad (3)$$

gdzie  $p_1$  i  $p_2$  oraz  $v_1$  i  $v_2$  oznaczają odpowiednio ciśnienia i prędkości w dwóch dowolnych przekrojach strumienia ( $\rho = const$ ). Wszystkie składniki występujące w równaniu (3) mają wymiar ciśnienia. W związku z tym  $p_1$  i  $p_2$  przyjęto nazywać **ciśnieniem statycznym**, a  $\frac{\rho \cdot v^2}{2}$  **ciśnieniem dynamicznym** lub **ciśnieniem prędkości**.

Równanie Bernoullego określa związek między ciśnieniem i prędkością w strumieniu gazu i umożliwia wyznaczenie rozkładu ciśnień na powierzchni opływającego ciała, jeżeli są znane prędkości w odpowiednich punktach.

### Wir i cyrkulacja

Ważnym pojęciem umożliwiającym wyjaśnienie mechanizmu powstawania **siły nośnej płata nośnego** jest wir i określany za jego pomocą **strumień cyrkulacyjny**.

Pojęcie wiru wiąże się z ruchem cząsteczek gazu, mianowicie cząsteczki gazu oprócz przemieszczeń liniowych mogą również mieć przemieszczenia kątowe (mogą ulegać obrotowi).

Jeżeli **linia wirowa**, w skrócie nazywana wirem, jest prostą prostopadłą do pewnej płaszczyzny, to linie prądu w tej płaszczyźnie są okręgami współśrodkowymi o środku będącym punktem przebicia linii wirowej i płaszczyzny. Można wykazać, że w odległości  $r$  od osi wiru prędkość przepływu  $v$  styczna do okręgu o tym promieniu czyni zadość związkowi

$$r \cdot v = C, \quad (4)$$

gdzie  $C$  jest wartością stałą.

Wzór (4) przedstawia równanie hiperboli równobocznej.

### Cyrkulacja prędkości

Rozważmy okrąg o promieniu  $r$ . Cząsteczka gazu porusza się po tym okręgu ze stałą prędkością  $v$ . **Cyrkulacją** wzdłuż tego okręgu nazywamy iloczyn prędkości przez drogę, którą przebyła cząsteczka gazu. Podczas jednego okrążenia cyrkulacja jest równa

$$\Gamma = 2\pi r v. \quad (5)$$

Pojęcie cyrkulacji jest więc analogiczne do pojęcia pracy (siła razy droga), z tym że przy obliczaniu cyrkulacji prędkości rolę siły odgrywa prędkość styczna do toru cząstki.

Cyrkulację prędkości cząsteczki, której ruch po okręgu jest wywołany wirem, można uważać za miarę intensywności wiru.

### Powstawanie sił aerodynamicznych

#### Siła nośna i siła oporu czołowego

W rozważaniach dotyczących opływu ciała stałego przypuścimy, że ciało o opływowym kształcie (bez załamań) znajduje się w strumieniu gazu. W takim przypadku poszczególne strugi strumienia gazu w pobliżu powierzchni ciała ulegają tym silniejszemu zagęszczeniu im większa jest krzywizna ciała (Rys. 1).



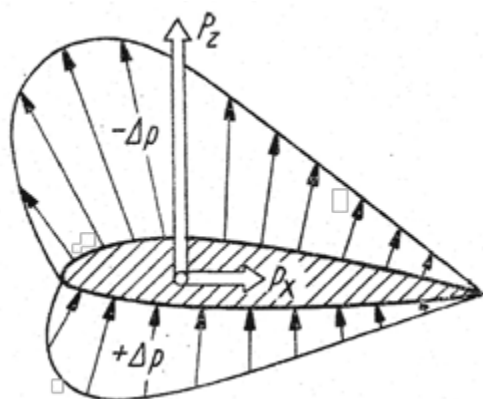
Rys. 1. Zagęszczenie strug występujące przy opływie ciała stałego.

Zgodnie z równaniem ciągłości ruchu (2), w tych miejscach, gdzie przekrój strumienia zmniejsza się, prędkość musi wzrastać, tak że w rezultacie w różnych punktach ciała występują różne prędkości styczne do jego powierzchni. Zgodnie z równaniem Bernoulliego (3) w punktach tych będą panowały różne ciśnienia. Na rys. 2 jest przedstawiony rozkład ciśnień na powierzchni ciała opływowego, zadanego profilem aerodynamicznym.

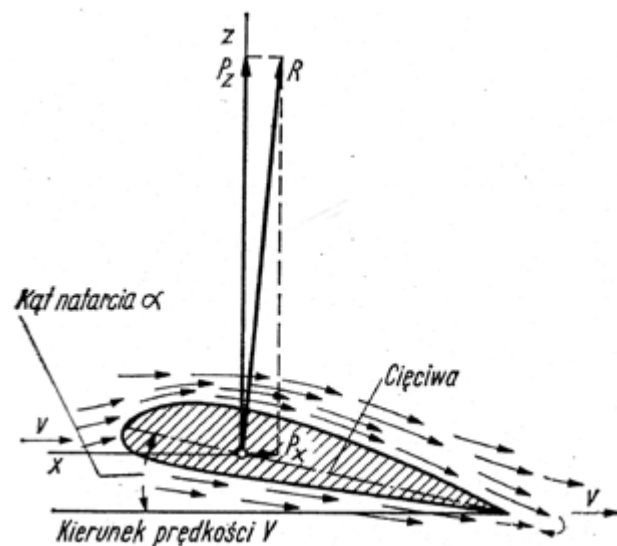
Podciśnienie oznacza się znakiem minus i odkłada prostopadłe do obrysu od zewnątrz. Zwykle w ten sposób przedstawia się również rozkład ciśnień wiatru na różnego rodzaju budowlach (hangary lotnicze itp.).

Wykres przedstawiony na rys. 2 można otrzymać bezpośrednio metodą doświadczalną przez pomiar w tunelu aerodynamicznym. Sumując wszystkie wektory o kierunku pionowym (z uwzględnieniem znaku) otrzymuje się wektor wypadkowy skierowany pionowo do góry. Podobnie sumując wszystkie wektory poziome otrzymuje się wypadkowy wektor poziomy skierowany przeciwnie do kierunku ruchu ciała względem ośrodka gazowego (w naszym przypadku w prawo).

Wektor pionowy stara się unieść profil w górę, stanowiąc siłę nośną. Wektor poziomy stanowi siłę oporu czołowego. Obie te siły zależą od kształtu opływającego ciała



Rys. 2. Rozkład ciśnień na profilu aerodynamicznym



Rys. 3. Siły aerodynamiczne na profilu

oraz od innych czynników. Jednym z nich jest **kąt natarcia**, którym nazwano kąt między cięciwą profilu a kierunkiem przepływu strumienia gazu (Rys. 3.).

Siłę nośną i siłę oporu przykłada się w tym samym punkcie profilu. Punkt ten nazywamy **środkiem parcia**. Położenie środka parcia nie jest stałe i zmienia się wraz z kątem natarcia. Wypadkowa siły nośnej i siły oporu stanowi całkowitą siłę aerodynamiczną (Rys. 3).

### Współczynniki aerodynamiczne

Siły aerodynamiczne są proporcjonalne do gęstości gazu  $\rho$  i kwadratu prędkości  $v$  jego przepływu oraz do powierzchni  $S$ , charakteryzującej dane ciało. Stąd wynikają równania na siłę nośną  $P_z$ , siłę oporu  $P_x$ , oraz całkowitą siłę aerodynamiczną  $R$ .

$$P_z = C_z \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (6)$$

$$P_x = C_x \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (7)$$

$$R = C_r \frac{\rho v^2}{2} S, \quad (8)$$

przy czym, jak wynika z rys. 3

$$R = \sqrt{P_x^2 + P_z^2} \quad (9)$$

Współczynniki proporcjonalności  $C_z$ ,  $C_x$  i  $C_r$  są bezwymiarowe i noszą odpowiednie nazwy:  $C_z$  – współczynnik siły nośnej,  $C_x$  – współczynnik oporu i  $C_r$  – współczynnik całkowitej siły aerodynamicznej. Współczynniki te wyznacza się doświadczalnie w tunelach aerodynamicznych. Wartości ich zależą od wielu czynników, przede wszystkim jednak od kształtu opływającego ciała, od jego położenia względem strumienia gazu (w danym wypadku od kąta natarcia) oraz od lepkości gazu, czyli od siły tarcia między cząsteczkami gazu. Warto tu przypomnieć, że lepkość gazu, w przeciwieństwie do lepkości cieczy rośnie wraz z temperaturą gazu. W zakresie prędkości przydźwiękowych oraz ponaddźwiękowych współczynniki te zależą od liczby Macha (liczba Macha to stosunek prędkości ciała do prędkości dźwięku w gazie).

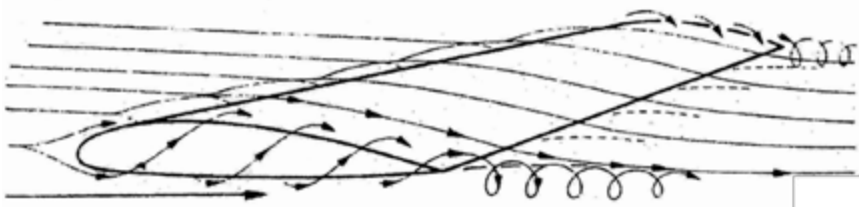
W przypadku ciał osiowo symetrycznych lub o kształtach nieregularnych za powierzchnię  $S$  przyjmuje się pole rzutu płata na powierzchnię poziomą.

### Wzór Żukowskiego

M. J. Żukowski (1847–1921), wyjaśnił proces powstawania siły nośnej na skrzydle.

Wychodząc z założenia, że opływane skrzydło oddziałuje na strumień równoległy tak samo jak strumień cyrkulacyjny, zaproponował zastąpienie skrzydła przez wir o odpowiednio dobranej cyrkulacji, a mianowicie takiej, aby oddziaływanie wiru na strumień było takie samo jak oddziaływanie skrzydła. Wir taki nie jest unoszony, lecz zajmuje względem strumienia położenie nieruchome. Wir ten nazwał Żukowski wirem związanym.

Za pomocą metod matematycznych można wyznaczyć cyrkulację wiru związanego oraz obraz opływu profilu, a co za tym idzie – rozkład ciśnień i siłę nośną.



Rys. 4. Optyw skrzydła o skończonej długości

Wzór na siłę nośną wyprowadzony przez Żukowskiego ma postać

$$P_z = \rho \cdot \Gamma \cdot l \cdot v, \quad (10)$$

gdzie:  $\Gamma$  – cyrkulacja wiru związanego,  $\rho$  – gęstość gazu,  $v$  – prędkość strumienia równoległego, niezaburzonego obecnością profilu w dostatecznie dużej od niego odległości.

Równanie (10) określa siłę nośną działającą na wycinek o długości  $l$  skrzydła nieskończenie długiego. Wzór ten ma w aerodynamice podstawowe znaczenie.

### Skrzydło o skończonej długości. Opór indukowany

Zagadnienia omówione w poprzednim rozdziale dotyczą skrzydła nieskończenie długiego. Wir związany dla takiego skrzydła jest nieskończenie długi. Dla skrzydła o skończonej długości rozumowanie jest podobne, jednak zastępując skrzydło wirem związanym zakłada się, iż z końców skrzydła spływają wiry, będące jak gdyby przedłużeniem wiru związanego.

Taki model wiru zastępczego ma uzasadnienie doświadczalne, gdyż wiry spływające z końców skrzydła można zaobserwować w rzeczywistości. Zatem skrzydło o skończonej długości w najprostszym przypadku można zastąpić podkowiastym, który z punktu widzenia powstawania sił aerodynamicznych jest równoważny ze skrzydłem.

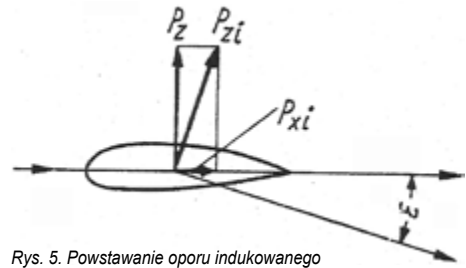
Rozważania teoretyczne i doświadczalne wskazują, że oddziaływanie wiru podkowiastego na otaczający go ośrodek, w porównaniu z oddziaływaniem wiru zastępczego ze skrzydłem nieskończenie długim, wywołuje zmianę w rozkładzie prędkości, a więc i w rozkładzie ciśnień. Jak się jednak okazuje, zmiana ta nieznacznie wpływa na wartość siły nośnej, natomiast wywiera istotny wpływ na opór skrzydła; jest ona źródłem dodatkowego oporu, tzw. **oporu indukowanego**.

Można wykazać, że średnia prędkość wzbudzenia, czyli indukowana przez włókna wirowe, spływające z końców skrzydła, skierowana jest prostopadle do płaszczyzny wyznaczonej przez te włókna. W rezultacie kierunek prędkości strumienia za skrzydłem ulega zmianie, odchylając się od kierunku istniejącego przed skrzydłem ku dołowi o kąt  $\varepsilon$  zwany **kątem odchylenia strug** (Rys. 5).

Do obliczania siły oporu indukowanego służy wzór podobny do wzoru (7) tzn.

$$P_{xi} = C_{xi} \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S, \quad (11)$$

gdzie  $C_{xi}$  – współczynnik oporu indukowanego.  $C_{xi}$  – jest określany zależnością



Rys. 5. Powstawanie oporu indukowanego

$$C_{xi} = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda} C_z^2, \quad (12)$$

gdzie  $\lambda$  – wydłużenie skrzydła,  $\delta$  – współczynnik doświadczalny, zależny od wydłużenia i obrysu skrzydła. (Dla skrzydła o obrysie prostokątnym wydłużenie jest równe stosunkowi rozpiętości do cięciwy  $\lambda = \frac{b}{l}$ , zaś dla skrzydła o dowolnym obrysie  $\lambda = \frac{b^2}{S}$ ).

Współczynnik  $\delta$  ma wartość zerową w przypadku skrzydeł o obrysie eliptycznym (np. myśliwiec z okresu II Wojny Światowej słynny Spitfire), w skrzydłach trapezowych różni się nieznacznie od zera.

Skrzydło rzeczywiste o skończonej rozpiętości, w porównaniu ze skrzydłem nieskończenie długim, odznacza się więc nieco mniejszym współczynnikiem siły nośnej i większym współczynnikiem oporu. To ostatnie daje się zauważyć zwłaszcza w skrzydłach o małym wydłużeniu (np. skrzydła delta) i w locie na dużej wysokości lub z małą prędkością, gdyż  $C_x$  ma wtedy dużą wartość.

Warto zauważyć (wzór 12), że współczynnik oporu indukowanego  $C_{xi}$  jest odwrotnie proporcjonalny do wydłużenia  $\lambda$ , tak więc skrzydła o dużym wydłużeniu charakteryzują się mniejszym oporem indukcyjnym.

Stosunek siły nośnej wytwarzanej przez aparat latający do jego całkowitego oporu nazywamy **doskonałością aerodynamiczną**. I tak dla przykładu doskonałość aerodynamiczna promu kosmicznego wynosi 7, dla przeciętnego samolotu jest rzędu kilkunastu (np. samolotu TS-11 Iskra wynosi 11), zaś dla szybowców wysokowyczynowych przekracza 40, a dla samolotów komunikacyjnych ok. 20.

Tak więc w celu uzyskania wysokiej doskonałości należy stosować skrzydła o dużym wydłużeniu (np. skrzydła szybowców). Celem zmniejszenia oporu indukowanego stosuje się często na końcach skrzydeł tzw. **winglety** (podgięte końcówki skrzydeł – zwłaszcza w szybowcach i samolotach komunikacyjnych). Winglety powodują rozproszenie wirów brzegowych na końcach skrzydeł i zmniejszenie ich intensywności.

Andrzej Wasiak

### LITERATURA

- [1] Ablamowicz A., Nowakowski W., Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980.
- [2] Bielawski R., Wybrane zagadnienia z budowy statków powietrznych. Definicje, pojęcia i klasyfikacje. Akademia Obrony Narodowej. Warszawa 2015.
- [3] Stewart S., Edwards J., Lotnictwo komunikacyjne Podręcznik ogólnej wiedzy lotniczej, Pileus 2016.