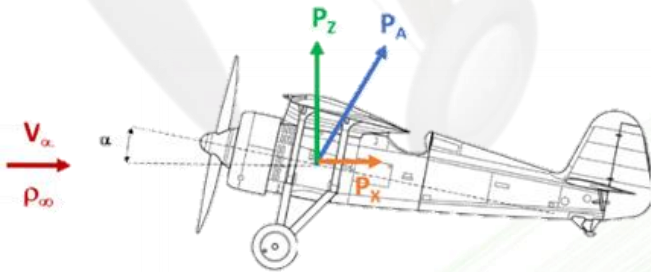


ANALIZA SIŁ OPORU AERODYNAMICZNEGO POSZCZEGÓLNYCH PODZESPOŁÓW SAMOLOTU PZL P.11c

Pierwsza połowa XX wieku to okres bardzo dynamicznego rozwoju lotnictwa. Patrząc na ewolucję samolotów z tego okresu bardzo łatwo zauważyć pewne charakterystyczne etapy zmiany w ich sylwetkach. Od prymitywnych (z dzisiejszego punktu widzenia) konstrukcji braci Wright po opływowe sylwetki Spitfire'ów i Messerschmitt'ów z okresu II wojny światowej. W powszechnej świadomości istnieje przekonanie, że zmiany te były zdeterminowane uzyskaniem lepszej „aerodynamiki” samolotu, jednak jak duży wpływ na osiągi miały konkretne udoskonalenia? W poniższym artykule postaram się przybliżyć odpowiedź na to pytanie. Jako przykład posłużą mi komputerowe obliczenia CFD samolotu PZL P.11c.

W celu uświadomienia sobie wymiernej korzyści płynącej z wprowadzenia konkretnego ulepszenia w geometrii samolotu należy zrozumieć naturę sił aerodynamicznych działających na samolot [1]. Na wypadkową siłę aerodynamiczną P_A składają się: siła nośna P_Z oraz siła oporu P_X . Obie siły zależą od: gęstości, kwadratu prędkości lotu, powierzchni nośnej oraz współczynników wynikających z geometrii samolotu i kąta natarcia. Współczynnik siły nośnej C_z zależy w głównej mierze od kształtu skrzydła i jego profilu (przekroju poprzecznego), natomiast współczynnik siły oporu C_x zależy od „opływowości” sylwetki całego samolotu. Korzyścią płynącą z jak najmniejszej wartości C_x jest to, że samolot może lecieć szybciej (dla myśliwców) lub do lotu z daną prędkością potrzebuje mniej siły a więc i paliwa (dla samolotów komunikacyjnych).



Rysunek 1 Składowe siły aerodynamicznej

$$P_Z = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_z, \quad P_X = \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_x$$

W tabeli 1 pokazano składowe siły oporu, jaki procent całego oporu samolotu generuje konkretny podzespół. W tabeli 2 pokazano wartość teoretycznej prędkości o jaką mógłby szybciej lecieć samolot gdyby nie opór poszczególnego podzespołu. Należy oczywiście zaznaczyć tu, że podana analiza ma charakter wyłącznie poglądowy gdyż nie można rozpatrywać właściwości aerodynamicznych całego samolotu jako sumy właściwości poszczególnych podzespołów. Niemniej daje ona ogólny obraz problemu.

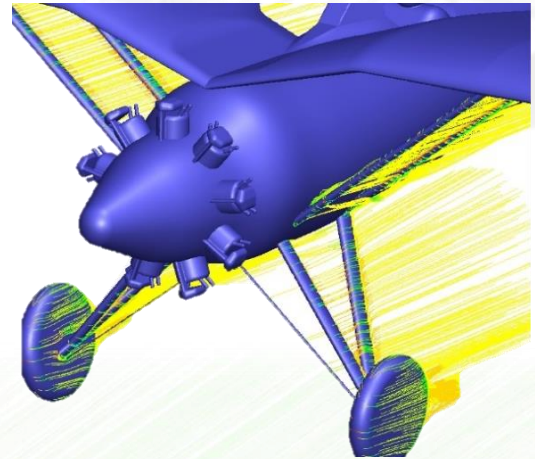
Podzespół	C_{xi}	C_{xi}/C_{xc} [%]
Kadłub z silnikiem	0.017	37.9
Płat	0.014	32.0
Stałe podwozie	0.005	12.2
Zastrzały	0.005	10.9
Usterzenie	0.002	3.6
Otwarta Kabina z Pilotem	0.001	3.4
Opór całkowity	0.044	

Tabela 1 Składowe siły oporu

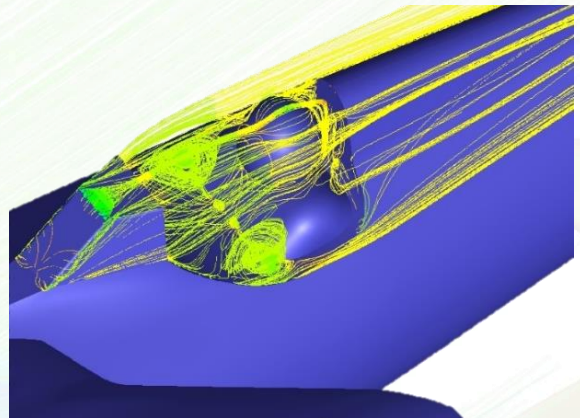
Podzespół	$V_{\text{dodatkowe}}$ [km/h]
Stałe podwozie	25.2
Zastrzały	22.2
Otwarta Kabina z Pilotem	6.5
Suma	54.0

Tabela 2 Szacunkowe wartości przyrostu prędkości maksymalnej samolotu

Pierwszymi elementami na które należy zwrócić uwagę jest stałe podwozie oraz zastrzały skrzydeł i usterzenia. Warto zaznaczyć, że w P.11 zastosowano polski patent tzw. podwozie nożycowe [2], w którym amortyzatory schowane były w obrysie kadłuba nie generując oporu. Nie zmienia to faktu, że w późniejszych konstrukcjach stosowano podwozie chowane oraz skrzydła samonośne o znacznie lepszych właściwościach aerodynamicznych. Kolejny element jaki zwraca na siebie uwagę to otwarta kabina pilota. O ile opór powstały przy opływie podwozia i zastrzałów wynika z dodatkowej powierzchni, które musi opłynąć powietrze o tyle w przypadku kabiny powstaje on na skutek powstających zawirowań (tzw. oderwanie przepływu, więcej w [3]). Z problemem tym poradzono sobie już modelu P.24 z tej samej serii, stosując osłoniętą kabinę, będącą standardem w kolejnych generacjach samolotów.



Rysunek 2 Linie prądu opływu wokół podwozia i zastrzałów skrzydła



Rysunek 3 Linie prądu opływu wokół kabiny pilota

W efekcie rozwiązania wymienionych problemów można założyć, że udałooby się uzyskać dodatkowe 50 km/h maksymalnej prędkości (tabela 2), co przy około 375 km/h maksymalnej prędkości P.11 daje 425 km/h. Dla porównania prędkości maksymalne Messerschmitt'a Bf 109 (w zależności od wersji) to około 500 km/h. Różnica wynika z zupełnie innych założeń konstrukcyjnych obu samolotów, a w konsekwencji i całych sylwetek. Zastrzałowy górnopłat został zastąpiony wolnonośnym dolnopłatem, zamiast silnika gwiazdowego o dużej powierzchni czołowej użyto silnika rzędowego o większej mocy. Pokazuje to jak dynamiczny był rozwój lotnictwa w tamtym okresie oraz, że udoskonalanie konstrukcji pod względem aerodynamicznym, czy szerzej przepływowym, niesie ze sobą bardzo wymierne korzyści a współczesne narzędzia (komputerowe obliczenia numeryczne CFD) sprawiają, że są one nieporównywalnie bardziej dostępne niż kiedykolwiek wcześniej.

O AUTORZE

Mgr inż. Paweł Stalmach jest absolwentem wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej kierunków Lotnictwo i Kosmonautyka oraz Mechanika i Budowa Maszyn. Obecnie prowadzi własne biuro obliczeniowo-konstrukcyjne [www.kufengineering.com] specjalizujące się w wykonywaniu obliczeń i analiz inżynierskich, w szczególności z wykorzystaniem komputerowych obliczeń numerycznych. Artykuł powstał na podstawie pracy magisterskiej autora, zrealizowanej przy współpracy z Fundacją Polskie Samoloty Historyczne [samolotyhistoryczne.org] zajmującej się budową latającej repliki samolotu PZL P11c.

LITERATURA

- [1] „Konstruowanie samolotów: wyznaczanie obciążeń”, S. Danilecki, Wrocław, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, 2004, 83-7085-833-3
- [2] „Monografie Lotnicze – P.Z.L. P.11”, A. Glass, T. Kopański, T. Makowski, Część I i II, Gdynia, AJ-Press, 1997
- [3] „Aerodynamics for Engineering Students”, E.L. Houghton P.W. Carpenter Steven H. Collicott Daniel T. Valentine, Oficyna Elsevier, 2013, 978-0-08-096632-8