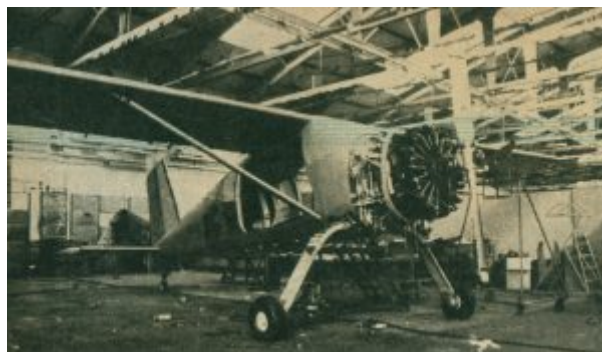


Samolot wielozadaniowy PZL-105 „Flaming”



Montaż prototypu nr 002 samolotu PZL-105 "Flaming"

Historia konstrukcji

Koncepcję lekkiego samolotu wielozadaniowego PZL-105 „Wilga-88”, przewidywanego jako następcę samolotu PZL-104 „Wilga”, opracował magister inżynier Andrzej Frydrychewicz w 1983 roku. Projekt powstał w wyniku doświadczeń z eksportu PZL-104 „Wilga 35A” do Kanady. Własności STOL tego samolotu wzbudzały entuzjazm, jednak na tamtejszym rynku istniało zapotrzebowanie na samoloty o nieco większej pojemności, udźwigu i możliwości przewożenia zarówno pasażerów jak i ładunków, nie mówiąc o cenach charakterystycznych dla tamtego regionu (np. sterownica, a nie drążek sterowy). Ponieważ „Wilgi” nie dało się zmodyfikować do spełniania takich wymagań, podjęto decyzję o skonstruowaniu nowego samolotu, który mógł stać się interesujący nie tylko dla rynku amerykańskiego- gdzie miał być następcą samolotu De Havilland Canada DHC-2 „Beaver”, ale także europejskiego.

W samolocie o wielkości zbliżonej do „Wilgi” zmieszczono 6-miejscową kabinę. Optymalny wariant jej wykorzystania, to 4 osoby oraz bagaż lub dodatkowy ładunek w tyle kabiny, w miejscu złożonej kanapy. Wszystkie fotele można było szybko zdemontować i wówczas tworzyła się duża przestrzeń ładunkowa.

Zaplanowano też wariant do wywożenia 4 skoczków spadochronowych. Obszerna kabina stwarzała też np. możliwość przewożenia chorego lub rannego na noszach. Duże drzwi po obydwu stronach pozwalały zajmować miejsca przez wszystkich pasażerów i załogę jednocześnie (lub szybko opuszczaćabinę) oraz umożliwiały załadunek przedmiotów o dość dużych gabarytach.

Program samolotu, który otrzymał oznaczenie PZL-105 „Flaming”, realizowany był na zlecenie Biura Technicznego Nowych Uruchomień, w ramach Centralnego Planu Badawczo-Rozwojowego; temat: środki transportu. Finansowany był przez Urząd do spraw Postępu Naukowo-Technicznego. Opracowaniem projektu zajęło się Biuro Konstrukcyjne PZL Warszawa-Okęcie. Konstruktorem prowadzącym samolotu był mgr inż. Roman Czerwiński, a od 1989 roku magister inżynier. Wojciech Woźniczka.



Prototyp PZL-105M "Flaming" w okresie prowadzenia badań w locie (ze znakami rejestracyjnymi)

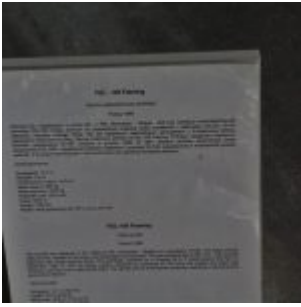
Prace rozpoczęto na początku 1983 roku. W tym samym roku powstały założenia koncepcyjne i makietę wstępną. W końcu 1984 roku gotowy był projekt wstępny wraz z wynikami badań tunelowych i niezbędnymi obliczeniami (badania tunelowe wykonano w pracowni małych prędkości Instytutu Lotnictwa w Warszawie). Na początku 1985 roku ukończono ostateczną makietę kabiny, a do końca tego roku gotowe były wszystkie struktury, w których w ciągu 1986 roku zamontowywano wyposażenie. W 1987 roku rozrysowano projekt, przygotowano technologię i detale. W

pracowni podwozi Instytutu Lotnictwa dokonano też pierwszych prób podwozia sprężystego, z kompozytu, które skonstruował zespół specjalistów w Politechnice Warszawskiej pod kierunkiem doktor inżynier Romana Switkiewicza. W 1988 roku wykonano oprzyrządowanie oraz ukończono prototyp nr 001 przeznaczony do prób statycznych. W dniu 07. 11. 1989 roku ukończono prototyp PZL-105M nr 002 z silnikiem M-14Pm, do prób w locie, oraz na wykonaniu niezbędnych przed oblotem prób statycznych prototypu nr 001. W tym samym roku przebadano też szczegółowo podwozie w Instytucie Lotnictwa. Prototyp nr 002 wykonał pierwszy lot w dniu 19. 12. 1989 roku.

Drugi prototyp PZL-105L (nr 003) z silnikiem wtryskowym Avco Lycoming IO-720A1B o mocy 294 kW oblatano w 1991. Dokonano w nim wielu modyfikacji, m.in. przeniesiono nieco wyżej usterzenie poziome. Produkcja seryjna samolotu nie została podjęta. Prototyp PZL-105 "Flaming" znajduje się obecnie w zbiorach Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie.









Autor – zdjęcia: Dawid Kalka

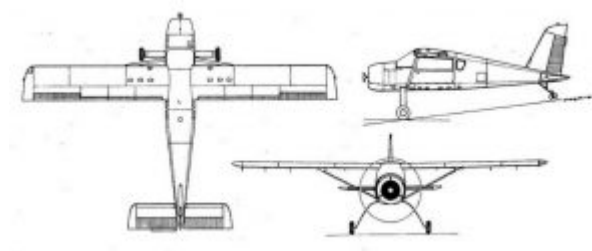
Muzeum Lotnictwa Polskiego, Kraków

Konstrukcja samolotu

Sześciomiejscowy górnopłat zastrzałowy o konstrukcji metalowej. Skrzydła o obrysie prostokątnym, z profilem opracowanym specjalnie dla tej konstrukcji. Wznios 1 stopni, kąt zaklinowania 4 stopni, skręcenie geometryczne 0 stopni. Konstrukcja kesonowa z dwoma dźwigarkami pomocniczymi i 16 żebrami. Między kadłubem a zastrzałem w każdym skrzydle jest integralny zbiornik paliwa. Pokrycie blachą duralową. Końcówki z kompozytu szklano-epoksydowego. Skrzydła podparte zastrzałami. 55% rozpiętości krawędzi spływu każdego skrzydła zajmuje trzysegmentowa kłapa Fowlera konstrukcji skorupowej z duralu. Pozostałą część krawędzi spływu zajmuje szczelinowa kłapolotka sprzężona z kłapą, konstrukcji skorupowej z duralu.

Kadłub o przekroju poprzecznym eliptyczno-prostokątnym. konstrukcji półskorupowej z elementami ramowymi, z duralu PA-7. Konstrukcję stanowi 19 wręg i 12 podłużnie, pokrycie z blach duralowych. Kadłub dzieli się technologicznie na 4 części: silnikową, keson, część dachową i część tylną. Część silnikowa ma przekrój kołowy. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłona części silnikowej składa się z 9 zdejmowalnych elementów. Tylna część kadłuba jest stożkowa. z powierzchni rozwijalnych. Kabina zakryta. Usterzenie w układzie klasycznym, dzielone jest na stateczniki i stery, konstrukcja duralowa. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym, skośne. Statecznik pionowy konstrukcji jednodźwigarowej z

pokryciem z blachy duralowej. Końcówka z kompozytu szklano-epoksydowego. Ster kierunku konstrukcji dwudźwigarowej, pokryty blachą duralową. Usterzenie poziome ma obrys prostokątny, jest bez skosu i bez wzniosu. Statecznik poziomy konstrukcji jednodźwigarowej, pokryty blachą duralową. Dwudzielny ster wysokości ma konstrukcję dwudźwigarową i pokryciem duralowym. Podwozie klasyczne stałe.



Wyposażenie samolotu: zestaw VFR / IFR z żyrobusolą, ADF, radiostacja UHF.

Instalacje samolotu: elektryczna, pneumatyczna, wentylacyjno-ogrzewcza kabiny. Przewidziana była instalacja elektryczna ogrzewania powietrza (termowentylator).

Napęd samolotu

- PZL-105: w układzie gwiazdowym M-14P o mocy startowej 265 kW (360 KM) i mocy nominalnej 206 kW (280 KM). Według innych danych silnik M-14P posiadał moc 243 kW (330 KM).
- PZL-105L: silnik wtryskowy Avco Lycoming IO-720A1B o mocy 294 kW (400 KM).



Prototyp PZL-105M "Flaming" wkrótce po oblataniu (bez malowania)

Dane techniczne samolotu PZL-105M

- Rozpiętość skrzydeł – 12 700 mm
- Długość samolotu – 8600 mm
- Wysokość samolotu – 2800 mm
- Powierzchnia nośna skrzydeł – 16,9 m²
- Masa własna samolotu – 955 kg
- Masa użyteczna – maksymalnie 750 kg
- Maksymalna startowa samolotu – 1705 kg
- Prędkość maksymalna – do 262 km/h
- Prędkość przelotowa – 214 km/h
- Prędkość ekonomiczna – 195 km/h
- Maksymalna prędkość wznoszenia – 8,7 m/s
- Maksymalny pułap praktyczny – do 5500 m
- Długość lotu – do 5,5 h

Samolot PZL-105 "Flaming" (SP-PRC) podczas prób w 1989 roku



Dane techniczne samolotu PZL-105L

- Rozpiętość skrzydeł – 12 700 mm
- Długość samolotu – 8580 mm
- Wysokość samolotu – 2800 mm
- Powierzchnia nośna skrzydeł – 16,9 m²
- Masa własna samolotu – 1180 kg
- Masa użyteczna – maksymalnie 670 kg
- Maksymalna startowa samolotu – 1850 kg
- Prędkość maksymalna – do 260 km/h
- Prędkość przelotowa – 235 km/h
- Prędkość minimalna – 102 km/h
- Maksymalna prędkość wznoszenia – 5,6 m/s
- Maksymalny pułap praktyczny – do 5000 m

- Zasięg maksymalny – do 950 kg

Bibliografia

1. <http://www.samolotypolskie.pl/samoloty/2328/126/PZL-105-Flaming2>
2. https://www.polot.net/pl/pzl_105_flaming_1989r