

ZAKŁAD AERODYNAMIKI

ZAKŁAD AERODYNAMIKI

Zakład Aerodynamiki łączy szerokie doświadczenie naukowo-badawcze załogi z nowoczesną i dobrze wyposażoną bazą badawczą umożliwiającą prowadzenie zarówno numerycznych, jak i eksperymentalnych badań aerodynamicznych cywilnych i wojskowych obiektów latających (samoloty, śmigłowce) oraz obiektów nielotniczych (samochody, statki, elektrownie wiatrowe, budynki itp.). Prawie wszystkie polskie samoloty i śmigłowce były badane w tunelach aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa.



AB 129



Laboratorium Badań Aerodynamicznych

Laboratorium Badań Aerodynamicznych jest częścią Centrum Nowych Technologii Instytutu Lotnictwa. W ramach swojej działalności prowadzi unikatowe w skali krajowej i międzynarodowej prace naukowe i badawczo-rozwojowe w zakresie aerodynamiki stosowanej.

Laboratorium posiada na wyposażeniu 5 tuneli aerodynamicznych, w tym największe i najszybsze tunele aerodynamiczne w środkowo-wschodniej części Europy. Infrastruktura badawcza należy do najbardziej zaawansowanych centrów w obszarze aerodynamiki stosowanej na świecie. Przeprowadzane w Laboratorium modernizacje stanowią odpowiedź na zapotrzebowanie rynku międzynarodowego w zakresie mechaniki płynów oraz wysokich wymagań sektorów gospodarki i przemysłu.

Działalność Laboratorium obejmuje obszary o strategicznych i priorytetowych kierunkach badawczych jak:

- środowisko:
 - badania środowiskowe odporności na wiatr;
- energia i jej zasoby:
 - badania aerodynamiczne elektrowni wiatrowych stanowiących nowoczesne technologie do generowania energii;
 - badania aerodynamiczne modeli bloków energetycznych i chłodni kominowych;
- infrastruktura transportowa:
 - badania aerodynamiczne środków transportu naziemnego i powietrznego.

Zakres prowadzonych prac obejmuje:

- prowadzenie badań aerodynamicznych na potrzeby polskiego i zagranicznego przemysłu lotniczego;
- prace naukowo-badawcze w zakresie aerodynamiki stosowanej również w ramach Europejskich Programów Ramowych;
- badania tunelowe aerodynamiki nielotniczej dla sektora motoryzacji, budownictwa, energetyki, technologii kosmicznych, sportu oraz przemysłu stocznioowego i zbrojeniowego;
- realizację komercyjnych usług badawczych dla klientów krajowych i zagranicznych;
- ścisłą współpracę z potentatami branży lotniczej, uczelniami technicznymi i jednostkami z sektora B+R.

Laboratorium Badań Aerodynamicznych zatrudnia wysokokwalifikowanych pracowników posiadających wiedzę techniczną oraz doświadczenie niezbędne do prawidłowej realizacji prac.

Misją Laboratorium Badań Aerodynamicznych jest świadczenie najwyższej jakości usług badawczych na światowym rynku badań naukowych.

W Laboratorium Badań Aerodynamicznych zostały wdrożone i funkcjonują:

- System Zarządzania Jakością zgodny z wymaganiami normy PN-EN ISO 9001:2009,
- System Zarządzania Laboratoriami zgodny z wymaganiami normy PN-EN ISO/IEC 17025:2005,
- Kryteria Wewnętrznego Systemu Kontroli WSK.

Techniczne wyniki badań uzyskane w laboratorium są uznawane zarówno przez International Standard Organization (ISO) jak i przez International Laboratory Accreditation Cooperation (ILAC).

Laboratorium Badań Aerodynamicznych od 22 października 1997 posiada Certyfikat Akredytacji Nr AB 129 przyznawany przez Polskie Centrum Akredytacji.

Kierownik Zakładu Aerodynamiki
dr inż. Mikołaj Jarkowski
tel.: (+48) 22 188 38 61
tel. kom.: (+48) 572 334 005
e-mail:
mikolaj.jarkowski@ilot.edu.pl

Kierownik Laboratorium Badań
Aerodynamicznych
mgr inż. Grzegorz Krysztofiak
tel.: (+48) 22 846 00 11 wew. 204
faks: (+48) 22 846 44 32
e-mail:
grzegorz.krysztofiak@ilot.edu.pl

Udział w projektach badawczych UE

TFAST - „Transition location effect on shock wave boundary layer interaction”, projekt badawczy AAT.2010.1.1-1. AAT.2010.1.1-3.TPT GA.265455 w ramach 7. Programu Ramowego Unii Europejskiej, 2012-2015.

ESTERA - „Multi-level Embedded Closed-Loop Control System for Fluidic Active Flow Control Actuation Applied In High-Lift and High-Speed Aircraft Operations”, projekt badawczy CSJU-GAM-SFWA-2008-001 w ramach inicjatywy Clean Sky, 2012-2014.

STARLET - „Basic wind tunnel investigation to explore the use of Active Flow Control technology for aerodynamic load control”, projekt badawczy w ramach inicjatywy Clean Sky, 2012-2014.

UFAST - „Unsteady effects of shock wave induced separation”, projekt badawczy AST4-CT-2005-012226 w ramach 6. Programu Ramowego Unii Europejskiej, 2005-2009.

NAS-HiReTT - „Improved viscous coupled modelling for High Reynolds Number Civil Transport Aircraft Design”, projekt badawczy GRD3-2001-60051 w ramach 5. Programu Ramowego Unii Europejskiej.

CAPECON - „Civil UAV Applications and Economic Effectively of Potential Configuration Solutions”, projekt badawczy GRDI-2001-40162 w ramach 5. Programu Ramowego Unii Europejskiej.

HELIX - „Innovative Aerodynamic High Lift Concepts”, projekt badawczy G4RD-CT-2001-00516 w ramach 5. Programu Ramowego Unii Europejskiej, 2001-2004.

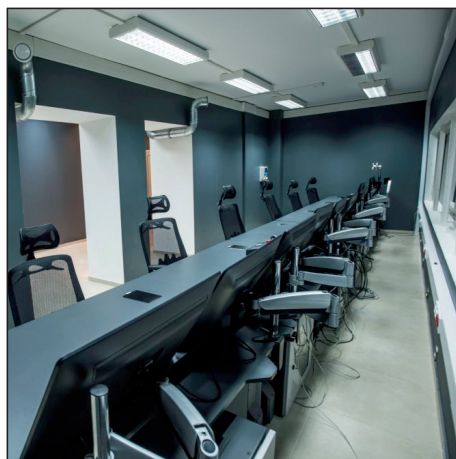
„Highly Efficient Parallel 3D CFD Codes for Industrial Application” Copernicus Project PEGAS CP-94,01239:1995-1997.

UAVNET - Sieć Tematyczna - „Civilian Unmanned Air Vehicles”, projekt badawczy GTC2-2000-33017 w ramach 5. Programu Ramowego Unii Europejskiej.

Zakres akredytacji Nr AB 129

Kod identyfikacji dziedziny/przedmiotu badań	Dziedzina/obiekt badań
J/8; J/17; J/26 M/5; M/8; M/17; N/8; N/17; N/26	Badania aerodynamiczne modeli i obiektów rzeczywistych Badania odporności na wiatr systemów drogowych, wyrobów i materiałów konstrukcyjnych, obiektów i wyrobów budowlanych Badania właściwości fizycznych modeli i obiektów rzeczywistych

Przedmiot badań/wyrób	Rodzaj działalności/ badane cechy/metoda	Dokumenty odniesienia
Modele i obiekty rzeczywiste o wymiarach maksymalnych: - obiekty dwuwymiarowe: - cięciwa - do 1 m, - rozpiętość - do 4 m, - obiekty trójwymiarowe: - rozpiętość - do 4 m, - długość - do 4 m, - powierzchnia przekroju poprzecznego - do 2,5 m ²	Wartość bezwzględna, bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne występujące na badanych obiektach. Pomiary wagowe sił i momentów obiektów badanych w tunelu aerodynamicznym w zakresie: - sił do 14 000 N, - momentów do 3 000 Nm.	Procedura Badawcza JPB.03/LA wydanie 4 z dnia 24.05.2014 r.
	Wartość bezwzględna, bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne. Pomiar rozkładów ciśnień na obiektach badanych w tunelu aerodynamicznym w zakresie od 0,02 do 2 bar.	Procedura Badawcza JPB.04/LA wydanie 3 z dnia 24.05.2014 r.
	Wizualizacja opływu obiektów badanych. Wektorowe pole prędkości przepływu w tunelu aerodynamicznym w zakresach: - 0 - 90 m/s, - 0,2 - 2,5 M (liczba Macha). Pomiar z wykorzystaniem techniki anemometrii obrazowej.	Procedura Badawcza JPB.05/LA wydanie 4 z dnia 24.05.2014 r.
Drogowe systemy przeciwoślńieniowe	Odporność na wiatr. Wzdłużne i poprzeczne odkształcenia trwałe. Badanie w tunelu aerodynamicznym w zakresie kątów obrotu obiektu od - 90° do + 90°.	PN-EN 12676 - 2:2003 Rozdział 4



Tunel aerodynamiczny małych prędkości (średnica 5 m)

Zmodernizowany w 2015 roku tunel aerodynamiczny małych prędkości jest tunelem o obiegu zamkniętym ciągłego działania z otwartą przestrzenią pomiarową o średnicy 5 metrów i długości 6,5 metra. Wymiary, moc silnika (5,6 MW) i prędkość przepływu powietrza (90 m/s) pozwalają zaliczyć tunel do światowej czołówki tuneli aerodynamicznych małych prędkości.

Dodatkowo tunel aerodynamiczny wyposażony jest w innowacyjną instalację przepływu wtórnego IPW400 i IPW80, pozwalającą uzyskać dodatkowy przepływ powietrza o maksymalnym wydatku masowym odpowiednio 45 kg/s i 2 kg/s. Instalacja IPW80 pozwala również na podwyższenie temperatury czynnika roboczego do 250°C. Unikatowa instalacja umożliwia prowadzenie testów przepływów wewnętrznych elementów silników lotniczych lub ich modeli w warunkach symulowanego startu i lądowania z uwzględnieniem podwyższonej temperatury gazów wylotowych.

W ramach działalności badawczej Laboratorium Badań Aerodynamicznych, w tunelu wykonywane są badania obejmujące:

- pomiary sił i momentów,
- pomiary rozkładów ciśnienia,
- wizualizację przepływu.

Badania te dotyczą modeli samolotów i podzespołów, śmigłowców (kadłubów, stateczników i wirników nośnych i ogonowych), budynków, okrętów, samochodów, pociągów oraz dwuwymiarowych profili.

Wykonywane są również badania obejmujące stateczność dynamiczną, deformacje modelu aeroelastycznego oraz pomiary parametrów przepływu w warstwie przyściennej.

Objektami badanymi w tunelu mogą być modele statków powietrznych o rozpiętości skrzydeł do 4 m, półmodele o rozpiętości skrzydeł do 4 m, obiekty nielotnicze generujące opór aerodynamiczny (budynki mieszkalne i użyteczności publicznej, mosty, konstrukcje przemysłowe) o wysokości do 3 m lub przekroju poprzecznym (prostopadłym do kierunku przepływu) do 2,5 m² oraz modele wirników o średnicy do 3 m.

Do badań niezwiązanych z lotnictwem w przestrzeni pomiarowej umieszcza się specjalną, płaską płytę. Generowanie prawidłowego profilu prędkości i turbulencji przepływu powietrza realizuje się poprzez modyfikacje jej powierzchni.

Główne parametry techniczne

Typ tunelu aerodynamicznego:
tunel o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową

Maksymalna prędkość	90 m/s
Czynnik roboczy	powietrze
Czas pracy	praca ciągła

Wymiary przestrzeni pomiarowej:

średnica	5,0 m
długość	6,5 m

Współczynnik kontrakcji	4,84
Obwód	134 m

Napęd, silnik elektryczny na prąd zmienny:

moc	5,6 MW
maksymalne obroty wentylatora	400/min

Mocowanie modelu:

wsporniki, wysięgnik tylny, montaż do podłoża

Rozmiary modelu:

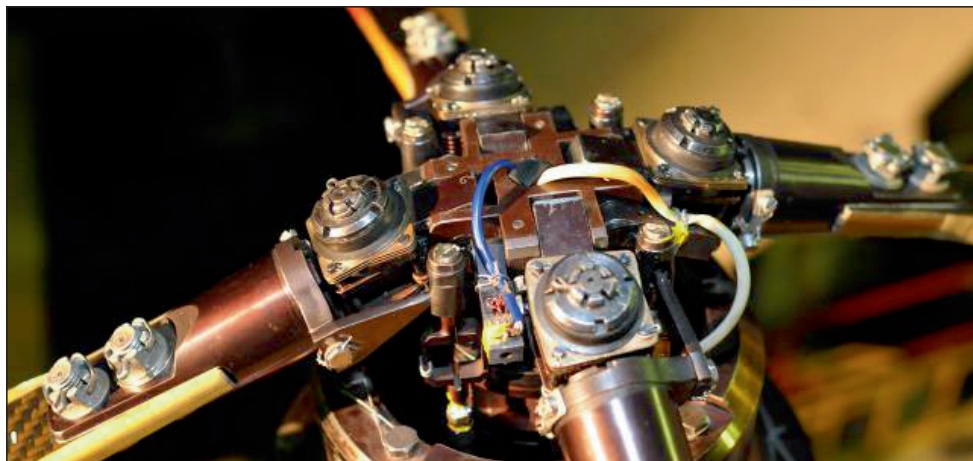
samolotu	rozpiętość skrzydeł do 4 m
	długość kadłuba do 4 m
wirnika śmigłowca	średnica do 3 m
budowli, ciał tępych o wymiarach	wysokość do 4 m
	oraz przekrój poprzeczny maks. 2,5 m ²

Pozycjonowanie modelu:

kąt natarcia	-40° do +45°
lub po obrocie modelu	
o 90° na wysięgniku	± 90°
kąt ślizgu	± 18b°

Instalacja przepływu wewnętrznego

IPW400	
Maks. przepływ masowy	45 kg/s
IPW80	
Maks. przepływ masowy	2 kg/s
Maks. temperatura przepływającego powietrza	250 °C
Czynnik roboczy	powietrze



Badania modeli śmigłowców w tunelu aerodynamicznym

Stanowisko Pomiarowo Sterujące można wykorzystywać do badania modeli kadłubów wiroplątów wraz z obracającym się wirnikiem. Istnieje możliwość ciągłej zmiany kątów pochylenia i ślizgu, prędkości opływu aerodynamicznego oraz skoku ogólnego i skoku cyklicznego łopat wirnika. Do pomiarów obciążeń na kadłubie wykorzystywana jest sześciokładowa wewnętrzna waga tensometryczna. W przypadku konfiguracji kadłub-wirnik rozkład ciśnienia na powierzchni kadłuba może być mierzony skanerami ciśnienia ESP-32HD DTC systemu DTC Initium w maksymalnie 256 punktach z częstotliwością próbkowania do 500 Hz, w różnych konfiguracjach lotu.

Do badań izolowanych modeli wirników wykorzystuje się modele o średnicy do 3 m. Badania wykonuje się z zachowaniem istotnych dla pomiarów kryteriów podobieństwa. Stosuje się przy tym liczbę podobieństwa Macha, tzn. prędkości końcówek łopat wirnika i modelu są takie same (można również stosować liczbę podobieństwa Froude'a). Łopaty modelu wirnika spełniają kryteria podobieństwa dynamicznego, co oznacza, że rozkłady masy, środków ciężkości sekcji oraz sztywności skręcania i zginania wzdłuż modelu łopaty mają charakter kinematyczny.

Podczas tych badań istnieje możliwość zmiany i regulacji następujących parametrów:

- kąt skoku łopat wirnika,
- prędkość obrotowa wirnika,
- prędkość przepływu powietrza w tunelu aerodynamicznym,
- kąty skoku ogólnego i skoku cyklicznego łopat wirnika.

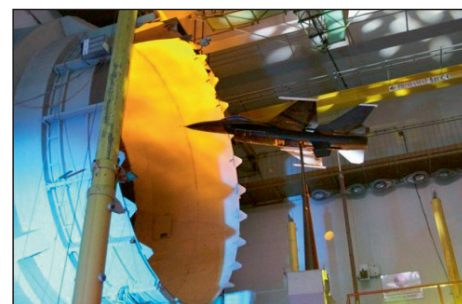
Możliwe są także pomiary wartości statycznych i parametrów dynamicznych najważniejszych dla określenia jakości wirnika, tj:

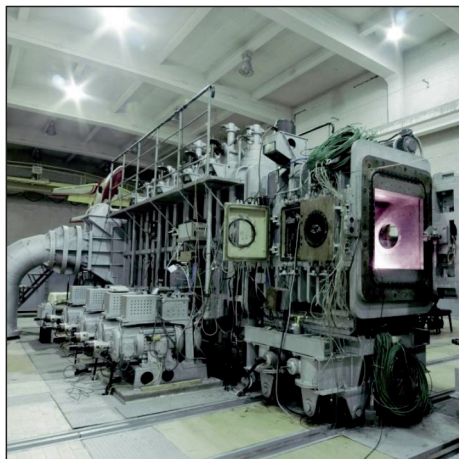
- obciążeń wirnika (sześć składowych),
- sił w popychaczu łopaty,
- sił zginania i skręcania łopaty,
- kątów obrotu w modelu wirnika przegubowego,
- ugięcia elastycznych elementów piasty.

Symulacja wpływu bliskości ziemi

Symulację wpływu bliskości ziemi na charakterystykę wirnika uzyskuje się mocując specjalną płaską płytę powyżej modelu wirnika (model montowany w pozycji odwróconej).

Średnica wirnika	do 3 m
Obroty wirnika	do 1500 obr/min
Pomiar obciążeń	waga tensometryczna 6-składowa





Trisoniczny tunel aerodynamiczny

Unikatowy trisoniczny tunel aerodynamiczny rozpoczął pracę w 1965 roku. Tunel ten jest typu wydmuchowego, a dzięki zastosowaniu eżektora ciśnieniowego z częściową recyrkulacją powietrza. Tunel może pracować w trzech zakresach prędkości tj. pod-, około- i nadźwiękowym (zakres uzyskiwanych liczb Macha $M = 0,2 - 2,3$). Tunel zasilany jest z dwóch kulistych zbiorników sprężonego powietrza o objętości łącznej wynoszącej 2880 m^3 i maksymalnym ciśnieniu $6,5 \text{ atm}$. Powietrze sprężane jest dwoma sprężarkami odśrodkowymi o mocy 2000 KVV , odpowiednio oczyszczone i osuszone.

Średni czas pracy tunelu wynosi:

- dla nadźwiękowych liczb Macha około 3 minut,
- dla okołoźwiękowych liczb Macha około 5 minut,
- dla poddźwiękowych liczb Macha $M = 0,2 - 0,5$ do kilkunastu minut.

Pomiary wykonywane są w komorze pomiarowej o przekroju poprzecznym $0,6 \times 0,6 \text{ m}$, co klasyfikuje tunel jako największy i najszybszy obiekt w Polsce.

Zakres działalności badawczej tunelu:

- ciśnieniowe i wagowe badania tunelowe modeli statków powietrznych, pomiar ich charakterystyk aerodynamicznych i rozkładów ciśnienia dla liczb Macha od $0,2$ do $2,3$,
- pomiary obciążeń aerodynamicznych na elementach modeli samolotów takich jak skrzydła, stateczniki poziome i pionowe, powierzchnie sterowe, podwieszenia, itp.,
- pomiary momentu zawiasowego na elementach sterowych,
- badania granic początku występowania buffetingu i jego intensywności w szerokim zakresie prędkościach przepływu,
- wizualizacje przepływu anemometrii obrazowej (PIV) - olejowa oraz metodą Schlierena (monochromatyczna i kolorowa),

- badania tunelowe charakterystyk aerodynamicznych profili,
- aerodynamiczne projektowanie samolotów, skrzydeł, profili (również o wysokim współczynniku siły nośnej), itp.,
- kalibracja wag i przetworników ciśnień,
- ciśnieniowe pomiary wielkości nieustalonych z układem wymuszającym ruchy oscylacyjne.

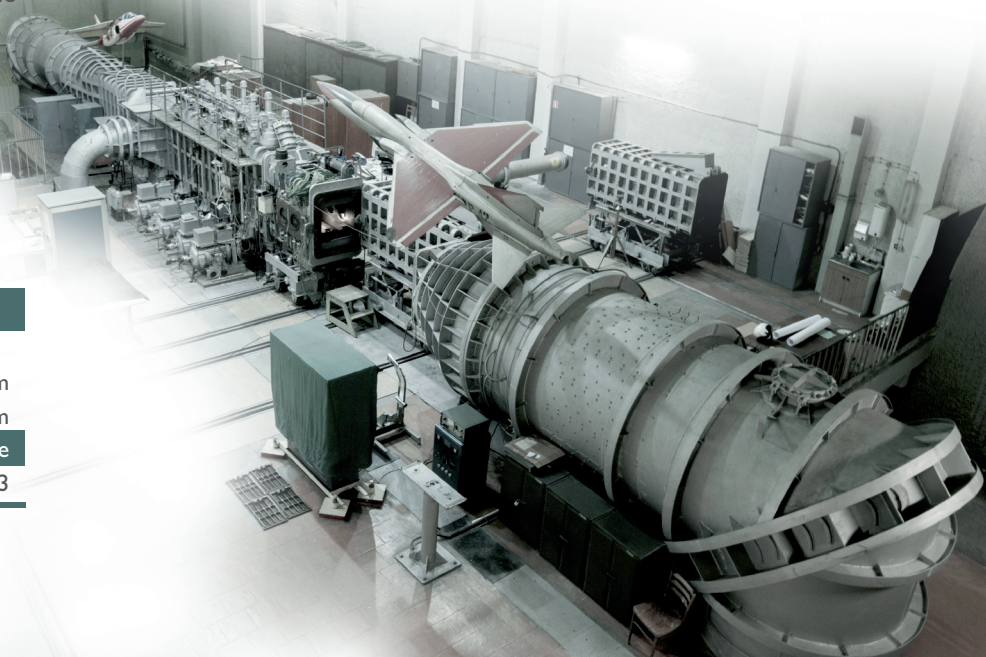
Główne parametry techniczne

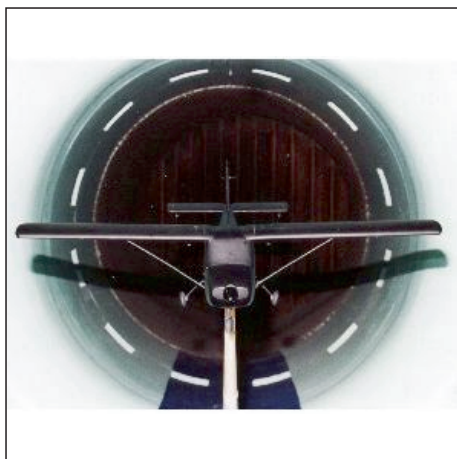
Wymiary przestrzeni pomiarowej:

wysokość x szerokość $0,6 \times 0,6 \text{ m}$
długość $1,5 \text{ m}$

Czynnik roboczy powietrze

Prędkość czynnika roboczego $M = 0,2 - 2,3$





Tunel aerodynamiczny małych prędkości (średnica 1,5 m)

Tunel aerodynamiczny małych prędkości jest tunelem o obiegu zamkniętym, ciągłego działania, z otwartą przestrzenią pomiarową o średnicy 1,5 m i długości 2,4 metra. Tunel napędzany jest silnikiem elektrycznym o mocy 55 kW, wyposażonym w 4-łopatowy stałobrotowy wentylator. Maksymalna prędkość czynnika roboczego to 40 m/s.

Zakres działalności badawczej tunelu:

- badania wagowe oraz rozkład ciśnienia na modelach samolotów, śmigłowców, pojazdów szynowych, kołowych i ich elementów,
- optymalizacja geometrii kłap i ich położenia,
- optymalizacja momentów zawiasowych dla lotek i sterów,
- wizualizacja przepływu metodami anemometrii obrazowej (PIV), nitkową oraz przy użyciu fluorosencyjnych mininitek i oświetlenia UV,
- dymowa wizualizacja przepływu.

Główne parametry techniczne

Wymiary przestrzeni pomiarowej:

średnica	1,5 m
długość	2,4 m

Czynnik roboczy powietrze

Maksymalna prędkość czynnika roboczego 40 m/s

Minimalna prędkość czynnika roboczego 15 m/s



Tunel aerodynamiczny małej turbulencji

Tunel aerodynamiczny małej turbulencji jest tunelem atmosferycznym o obiegu otwartym z dwoma połączonymi zamkniętymi prostokątnymi przestrzeniami pomiarowymi. Tunel ten jest wyposażony w dwa silniki prądu stałego o mocach 5,1 kW i 64 kW wykorzystywane w zależności od zadanej prędkości pomiarowej czynnika roboczego (40 m/s).

Zakres działalności badawczej tunelu:

- badania tunelowe profili laminarnych z poziomem turbulencji poniżej 0,02% dla prędkości przepływu do 40 m/s,
- badania modeli wirników nośnych śmigłowców (pierścienia wirowego),
- wzorcowanie urządzeń służących do pomiaru siły wiatru,
- dymowa wizualizacja przepływu.

Główne parametry techniczne

Wymiary przestrzeni pomiarowej numer 1:

wysokość x szerokość	0,5 x 0,65 m
długość	1,3 m

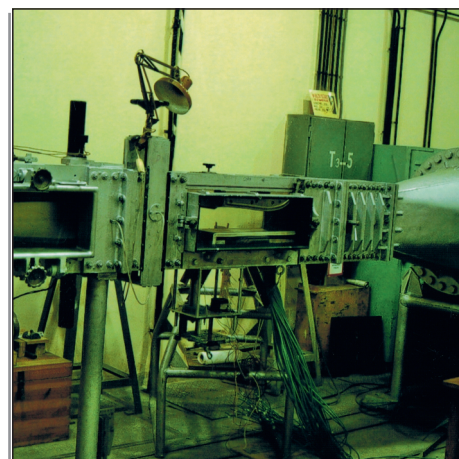
Wymiary przestrzeni pomiarowej numer 2:

wysokość x szerokość	1,75 x 2,28 m
długość	1,3 m

Czynnik roboczy powietrze

Maksymalna prędkość czynnika roboczego w przestrzeni pomiarowej numer 1 85 m/s

Maksymalna prędkość czynnika roboczego w przestrzeni pomiarowej numer 2 8 m/s



Naddźwiękowy tunel aerodynamiczny

Naddźwiękowy tunel aerodynamiczny jest tunelem wydmuchowym o działaniu nieciągłym i zamkniętej przestrzeni pomiarowej o wymiarach 0,15 x 0,15 m. Zakres badanych prędkości od $M = 1,22$ do $M = 3,5$.

Tunel ten służy do badań zjawisk aerodynamicznych związanych z przepływami ponaddźwiękowymi.

Główne parametry techniczne

Wymiary przestrzeni pomiarowej:

wysokość x szerokość	0,15 x 0,15 m
długość	1,5 m

Czynnik roboczy powietrze

Prędkość

czynnika roboczego $M = 1,22 - 3,5$

Pracownia Aerodynamiki Numerycznej

Pracownia Aerodynamiki Numerycznej Instytutu Lotnictwa jest wiodącym w Polsce centrum prowadzącym prace projektowe i analizy z wykorzystaniem metod i technik obliczeniowych (CFD). W pracowni zatrudnieni są wysokiej klasy specjaliści z zakresu aerodynamiki numerycznej oraz projektowania i optymalizacji konstrukcji lotniczych. W pracach badawczych i projektowych wykorzystywane jest zarówno oprogramowanie własne, jak i komercyjne.

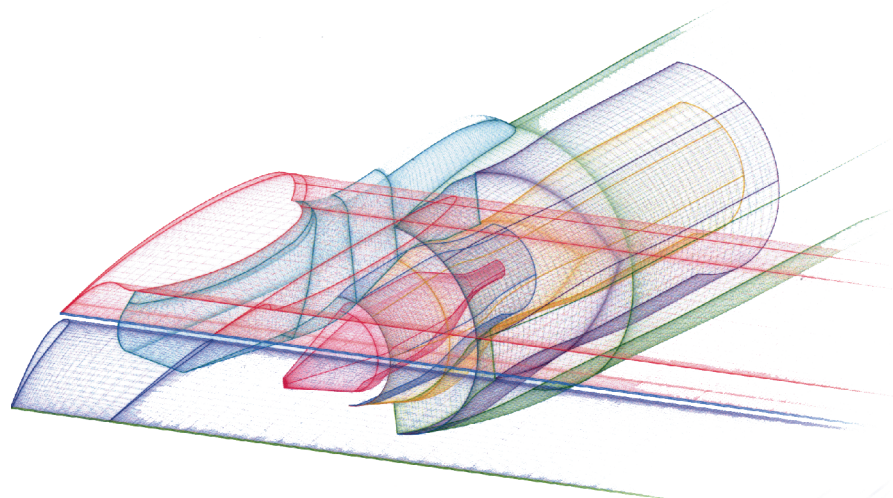
Projektowanie i optymalizacja

Podstawowe narzędzia do projektowania i optymalizacji, to opracowane i zaimplementowane w Pracowni:

- metodyka parametryzacji obiektów pod kątem projektowania i optymalizacji ich własności aerodynamicznych,
- metodyka wielokryterialnego i multidyscyplinarnego projektowania i optymalizacji bazująca na algorytmach genetycznych,
- metodyka projektowania eksperymentu.

Podstawowy zakres działalności:

- budowa modeli parametrycznych obiektów do badań i optymalizacji (profil, skrzydło, kanał dolotowy silnika, dysza wylotowa silnika, itp.),
- projektowanie profili lotniczych,
- wielokryterialne i multidyscyplinarne projektowanie samolotów oraz jego elementów,
- aerodynamiczne projektowanie kanałów przepływowych,
- aerodynamiczne projektowanie wirnika nośnego śmigłowca,
- projektowanie śmigieł, wirników elektrowni wiatrowych, itp.,
- opracowywanie modeli parametrycznych w pozalotniczych dziedzinach techniki i projektowania CAD.



Siatka powierzchniowa na modelu dyszy silnika

Analizy

Do obliczeniowej symulacji przepływów wykorzystywane jest zarówno oprogramowanie własne, akademickie, jak i komercyjne.

Podstawowy zakres działalności:

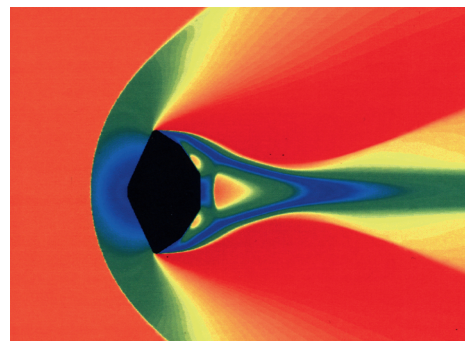
- symulacja opływu samolotu i jego elementów,
- symulacja opływu śmigłowca i jego elementów oraz interferencji z otoczeniem,
- przepływy niestacjonarne ze zmienną w czasie geometrią obszaru przepływu,
- symulacja w pełni trójwymiarowego opływu pracującego wirnika nośnego śmigłowca (w locie postępowym i w zawisie) bazująca na rozwiązaniu URANS,
- modelowanie wzajemnych oddziaływań płynnego ośrodka i struktury łopat wirnika (wahania i odkształcenia łopat),
- symulacja przepływów w kanałach (np. w kanałach dolotowych silników lotniczych),
- symulacja opływu statków kosmicznych,
- analizy aeroakustyczne.

Zagadnienia przepływowe w pozalotniczych dziedzinach techniki:

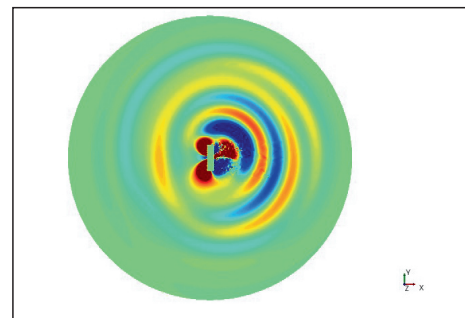
- analiza opływu poruszających się pojazdów naziemnych, nawodnych, podwodnych,
- analiza przepływu wokół dużych konstrukcji naziemnych takich jak: budynki, stadiony, mosty, itp.,
- symulacja ruchów powietrza w aglomeracjach miejskich; analiza bezpieczeństwa wysokościowych akcji ratowniczych w takich aglomeracjach,
- analiza opływu i obciążeń konstrukcji poddanych silnym oddziaływaniom płynnego ośrodka (sił aerodynamicznych

lub hydrodynamicznych, silne podmuchy wiatru),

- analiza przepływów w turbinach, wentylatorach, itp.,
- przepływy wielofazowe,
- symulacja zjawisk w przepływach supersonicznych i hipersonicznych, promieniowania i wymiany ciepła,
- symulacje przemian fazowych oraz reakcji chemicznych,
- obliczenia osiągnięć i analiza stateczności.



Pole prędkości dla sondy kosmicznej dla $M = 2,0$



Analizy numeryczne CAA mające na celu lepsze zrozumienie generacji oraz propagacji hałasu tonalnego od śmigła, w konfiguracji ze skrzydłem przy użyciu źródeł hałasu tonalnego, otrzymanych z rozwiązania CFD dla izolowanego śmigła

Współpraca krajowa i międzynarodowa

Pracownia współpracuje z wieloma ośrodkami naukowymi oraz przemysłowymi w kraju i na świecie:

- EADS-CASA

Aerodynamiczne studium wlotu silnika samolotu A400M (Aerodynamic Study of A400M Air-intake),

- Politechnika Warszawska

1. High Efficient 3D CFD Codes for Industrial Application, High Reynolds Number Tools and Techniques For Civil Transport Aircraft Design,

2. Modelling and Design of Advanced Wing Tip Devices,

3. New Aircraft Concepts Research, Obliczeniowa metoda wyznaczania opływu łopaty wirnika śmigłowca,

- Instytut Maszyn Przepływowych, PAN

Opracowanie i wdrożenie nowej generacji rozwiązań konstrukcyjnych, technologicznych i materiałowych dla wirnika nośnego i elementów płatowca śmigłowca PZL W-3A Sokół,

- PZL Świdnik S.A.

Opracowanie i wdrożenie nowej generacji rozwiązań konstrukcyjnych, technologicznych i materiałowych do wirnika nośnego i elementów płatowca śmigłowca PZL W-3A Sokół, 2007-2011.

Kadra naukowo-badawcza bierze aktywny udział w licznych projektach międzynarodowych:

- CESAR: „Cost effective small aircraft”

(2006-2010), projekt prowadzony przez VZLU (Republika Czeska), 6. Program Ramowy UE,

- MOSUPS: „The joined wing scaled demonstrator” („Dynamicznie Podobny Model Samolotu w Układzie Połączonych Skrzydeł”) (2013-2015), Projekt Badawczy finansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju,

- ESTERA: Multi-level Embedded Closed-Loop Control System for Fluidic Active Flow Control Actuation Applied in High-Lift and High-Speed Aircraft Operations (Clean Sky, grant agreement no. CSJU-GAM-SFWA-2008-001, 2011-2013),

- NACRE: New Aircraft Concept Research (2005-2010), 6. Program Ramowy UE, projekt prowadzony przez Airbus,

- TFAST: Transition Location Effect on Shock Wave Boundary Layer Interaction (2012-2016, 7. Program Ramowy UE),

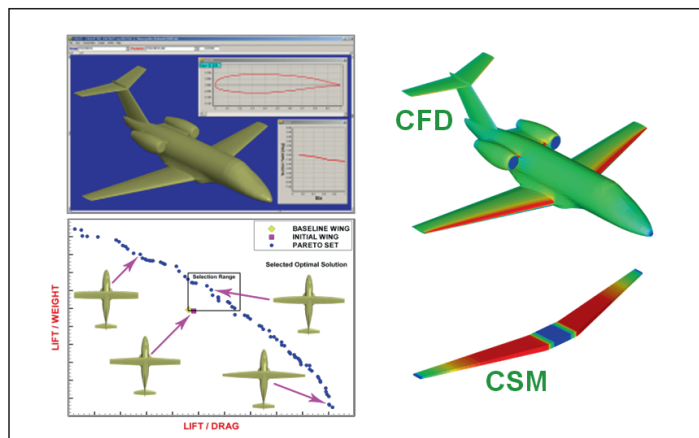
- STARLET: Basic wind tunnel investigations to explore the use of Active Flow Control technology for aerodynamic load control

(Clean Sky project no. 296345, 2012-2014),

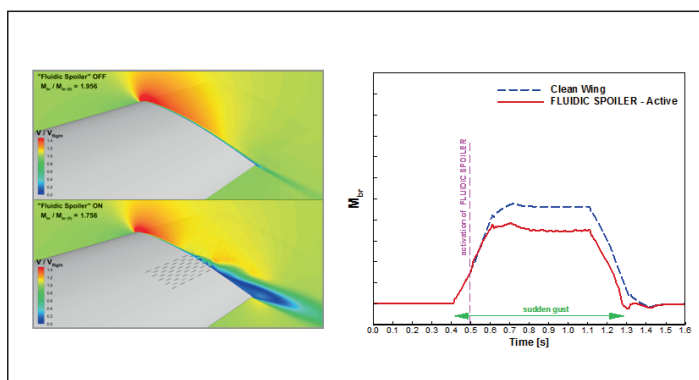
- COMROTAG: Development and Testing of Computational Methods to Simulate Helicopter Rotors with Active Gurney Flap (Clean Sky project no. 619627, 2013-2016),
- HELIX: Innovative Aerodynamic High Lift

Concepts, Projekt KE G4RD-CT-2001-00516, 2002-2004,

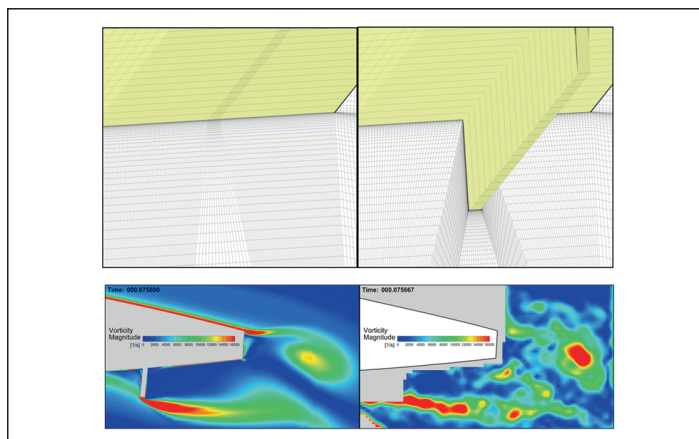
- HISAC: Environmentally Friendly High Speed Aircraft, Projekt KE Nr AIP4-CT-2005-516132, 2005-2009,
- AEROFAST: Aerocapture for Future Space Transportation, Projekt KE 218797, 2009-2011.



Przykład wyników optymalizacji skrzydła uzyskanych w projekcie CESAR



Przykład działania systemu redukcji obciążeń skrzydła badanego w projekcie STARLET



Porównanie wyników symulacji opływu łopaty helikoptera wyposażonego w aktywną kłapę Gurneya, uzyskanych w projekcie COMROTAG, z wynikami badań w tunelu aerodynamicznym

Instytut Lotnictwa

al. Krakowska 110/114

02-256 Warszawa

tel.: (+48) 22 846 00 11

faks: (+48) 22 846 44 32

e-mail: ilot@ilot.edu.pl

www.ilot.edu.pl

www.facebook.com/instituteofaviation

www.twitter.com/AviationPoland

