

PROJEKT AERODYNAMICZNY STUDIALNEGO WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA W OPARCIU O NOWOCZESNE PROFILE ŚMIGŁOWCOWE

mgr inż. **Tadeusz CZECHYRA**
dr inż. **Wojciech KANIA**
dr **Więćszław STALEWSKI**
dr **Jerzy Żółtak**
Instytut Lotnictwa

W artykule omówiono rezultaty prac badawczo-projektowych dotyczących aerodynamicznego projektu studialnego wirnika nośnego. Punkt wyjścia stanowiła rodzina nowoczesnych profili śmigłowcowych opracowanych w Zakładzie Aerodynamiki zaś celem pracy było zaprojektowanie wirnika tak, aby dzięki zastosowaniu nowej generacji profili łopat uzyskać pożądane polepszenie jego własności aerodynamicznych. Proces numerycznego projektowania wirnika nośnego przeprowadzono wykorzystując szereg programów z zakresu obliczeniowej mechaniki płynów oraz programów wspomagających projektowanie i optymalizację konstrukcji. Przyjęte aerodynamiczne kryteria projektowania i optymalizacji wirnika dotyczyły minimalizacji mocy niezbędnej do napędu wirnika a także eliminacji w opływie łopat wirnika potencjalnych źródeł hałasu oraz oderwania przepływu mogących prowadzić do buffetingu łopat. Dla finalnej wersji zaprojektowanego studialnego wirnika nośnego przeprowadzono szereg symulacji opływu w wybranych stanach lotu śmigłowca. Uzyskane wyniki potwierdziły spełnienie przyjętych kryteriów projektowania, stateczna ocena własności zaprojektowanego wirnika zrealizowana będzie w oparciu o wyniki planowanych badań eksperymentalnych.

WYKAZ OZNACZEŃ

C_D	– współczynnik oporu
C_L	– współczynnik siły nośnej
C_{Lmax}	– współczynnik maksymalnej siły nośnej
L	– obciążenia aerodynamiczne łopaty w kierunku osi obrotu wirnika
M	– liczba Macha
M_{DD}	– liczba Macha wzrostu oporu
M_P	– moment sił aerodynamicznych względem osi przekręceń łopaty
M_X	– moment przechylający
M_Y	– moment pochylający
M_Z	– moment obrotowy
P	– moc niezbędna
R	– odległość od osi obrotu wirnika
R_{max}	– promień wirnika
T	– siła ciągu
V	– prędkość lotu śmigłowca
α , ALPHA	– indukowany kąt natarcia
α_R	– kąt natarcia wirnika
δ_P	– kąt wychylenia płytki spływowej
Θ	– chwilowy skok łopaty:
ψ	– azymutalny kąt obrotu łopaty
ϕ	– kąta skręcenia geometrycznego przekroju łopaty

1. WPROWADZENIE

W latach 1997÷1999 w ramach projektu badawczego finansowanego przez KBN, w Instytucie Lotnictwa została opracowana rodzina profili śmigłowcowych ILH3xx [1], [2], [3]. Wyniki analiz numerycznych a także badania eksperymentalne potwierdziły, że zaprojektowane profile mają bardzo dobre własności aerodynamiczne. Jednak dopiero zaprojektowanie łopaty wirnika bazującego na profilach rodziny ILH3xx umożliwiłoby pełną weryfikację ich własności. Szczególnie istotna jest ocena potencjalnego polepszenia osiągnięć wirnika oraz możliwości redukcji źródeł hałasu generowanego przez wirnik. Jedyną drogą rozstrzygnięcia powyższych kwestii było podjęcie prace nad projektem studialnego wirnika nośnego śmigłowca, z łopatami zbudowanymi w oparciu o profile z rodziny ILH3xx. Założono przy tym, że projektowany model wirnika nośnego będzie zgodny co do podstawowych parametrów geometrycznych i kinematyki z dotychczasowym 4-łopatowym wirnikiem śmigłowca Sokół.

W trakcie prowadzonych prac projektowych okazało się, że ze względów konstrukcyjnych niezbędne są nieznaczne modyfikacje profili z rodziny ILH3xx. Zmodyfikowane profile postanowiono sklasyfikować w ramach nowej rodziny oznaczonej symbolem ILH4xx. Założono, że projekt aerodynamiczny studialnej wersji nowego wirnika będzie zrealizowany w oparciu o rozwinięte techniki obliczeniowe z zakresu CFD i CAD.

2. METODYKA PROJEKTOWANIA WIRNIKA NOŚNEGO

Proces projektowania wirnika nośnego obejmował dwa, wzajemnie zależne zadania:

1. Analiza własności aerodynamicznych profili śmigłowcowych przewidzianych do konstrukcji łopaty wirnika. Projektowanie, modyfikacja i optymalizacja tych profili.
2. Analiza opływu wirnika nośnego dla wybranych przypadków lotu śmigłowca. Projektowanie i optymalizacja kształtu łopaty wirnika.

W ramach pierwszego z tych zadań projektowane były kształty profili – przekrojów poprzecznych łopaty. Jednocześnie obliczane były ich charakterystyki aerodynamiczne, finalnie opracowywane w postaci baz danych stanowiących dane wejściowe dla programów symulujących lot śmigłowca. Na podstawie danych aerodynamicznych dla każdego profilu opracowywano także obwiednie określające zakres warunków przepływu, dla których profil jest użyteczny z punktu widzenia założonych kryteriów aerodynamicznych dotyczących m.in. eliminacji takich niekorzystnych zjawisk jak: hałas i wzrost oporu generowanych przez fale uderzeniowe, oderwania warstwy przyściennej, silne pulsacje ciśnienia wzbudzające drgania struktury łopaty (buffeting), itp.

W ramach zadania badawczego dotyczącego budowy całego wirnika nośnego, dane geometryczne profili były użyte do budowy łopaty wirnika. Oprócz samych kształtów przekrojów określano także optymalny dobór takich parametrów 3-wymiarowej geometrii łopaty jak:

- wypełnienie i obrys, w szczególności obrys końcówki łopaty,
- rozkład profili poszczególnych profili bazowych wzdłuż rozpiętości,
- rozkład skrócenia geometrycznego wzdłuż rozpiętości.

Dobierając odpowiednio powyższe parametry definiowano jednoznacznie geometrię łopat. Następnie symulowano na drodze obliczeniowej pracę wirnika nośnego w różnych warunkach lotu śmigłowca. Analizując uzyskane wyniki dokonywano zarówno oceny osiągnięć wirnika, jak i oceny jakości przepływu w poszczególnych sekcjach łopaty. Na podstawie takiej analizy formułowano ewentualne wnioski dotyczące pożądanych zmian geometrii łopaty. Jeżeli wymagane zmiany dotyczyły trójwymiarowej geometrii łopaty, to modyfikowano i optymalizowano odpowiednio tę geometrię. Następnie powtarzano symulację opływu wirnika dla zmienionej geometrii łopat. W ten sposób, iteracyjnie, starano się uzyskać kształt łopat możliwie najlepiej spełniające założone wymagania. Część z wniosków z trójwymiarowej analizy opływu wirnika dotyczyła także pożądanych zmian własności aerodynamicznych lub geometrycznych profili użytych do budowy łopaty. W takim przypadku powracano do procesu projektowania i optymalizacji profili, starając się uzyskać założone zmiany ich własności.

Jako punkt wyjścia dla procesu projektowania przyjęto rodzinę profili śmigłowcowych ILH3xx [1],[2]. W wyniku opisanego, iteracyjnego procesu projektowania wirnika, ostatecznie zaprojektowano rodzinę profili ILH4xx, na bazie której zbudowana została finalna wersja łopaty.

Cały proces numerycznego projektowania łopat wirnika przeprowadzono wykorzystując szereg programów komputerowych, z których najważniejszymi były:

CODA [4]

oprogramowanie typu CAD wspomagające projektowanie profili lotniczych.

INVERSE [5]

program rozwiązujący odwrotne zagadnienie teorii profilu na bazie metody panelowej.

GENETICS [6]

program optymalizacyjny oparty na metodzie algorytmów genetycznych.

H [7]

zmodyfikowany program Bauer/Garabedian/Korn dwuwymiarowej analizy transonicznego opływu profilu.

MSES [8], [9]

komercyjny program dwuwymiarowej analizy i projektowania profili oparty na rozwiązaniu równań Eulera z uwzględnieniem silnego oddziaływania warstwy przyściennej.

CODA3D [11]

pakiet oprogramowania wspomagający projektowanie złożonych obiektów aerodynamicznych.

CATIA V5

komercyjny program będący standardem przemysłowym w dziedzinie oprogramowania CAD.

FPS3DBL

program analizujący transoniczny, lepki opływ izolowanego skrzydła.

FLUENT® [10]

komercyjny program umożliwiający modelowanie szerokiej klasy przepływów w oparciu o rozwiązanie równań Naviera-Stokesa metodą objętości skończonych w ogólności na siatkach niestrukturalnych. Program udostępnia szerokie spektrum możliwych modeli obliczeniowych (w tym różne modele turbulencji) i jako taki stanowi uniwersalne narzędzie badawcze będące standardem przemysłowym w zakresie obliczeniowej mechaniki płynów. Obliczenia trójwymiarowego opływu wirnika nośnego śmigłowca wykonano za pomocą modułu **Virtual Blade Model (VBM)** zaimplementowanego w programie FLUENT. W module tym wirnik modelowany jest w postaci dysku umieszczonego w strukturze siatki obliczeniowej. Efekt powstawania sił aerodynamicznych na wirniku modelowany jest poprzez odpowiednie zdefiniowanie źródłowości pędu w komórkach siatki obliczeniowej tworzących dysk wirnika. Źródłowość pędu wyznacza się w oparciu o Teorię Elementu Łopaty. Realizacja takiego modelu wirnika wymaga jako danych wejściowych, stabelaryzowanych współczynników aerodynamicznych: siły nośnej i oporu, dla poszczególnych profili, na bazie których zbudowana jest łopata. Moduł VBM programu FLUENT pozwala obliczać opływ wirnika dla zadanej kinematyki łopat, opisanej wartościami skoku ogólnego i cyklicznego. Możliwe jest także traktowanie tych wartości jako niewiadomych. Wówczas program wyznacza je tak aby osiągnąć zadane wartości ciągu oraz momentów: pochylającego i przechylającego wirnika. Dla potrzeb projektu łopat wirnika nośnego, oryginalny moduł VBM programu FLUENT został istotnie ulepszony i rozbudowany o szereg funkcji istotnych z punktu widzenia analizy przepływu na łopatach wirnika.

3. RODZINA PROFILI ŚMIGŁOWCOWYCH ILH4XX

Opracowując wstępną koncepcję projektu łopaty studialnego wirnika nośnego śmigłowca założono, że łopata będzie zbudowana na bazie rodziny nowoczesnych profili śmigłowcowych ILH3xx [1], [2], [3]. Profile te zaprojektowano numerycznie latach 1997÷1999 w Instytucie Lotnictwa w ramach projektu badawczego finansowanego przez Komitet Badań Naukowych. Opierając się na wynikach obliczeń CFD stwierdzono, że profile tworzące rodzinę ILH3xx charakteryzują się bardzo dobrymi własnościami aerodynamicznymi. W przypadku profilu ILH312, przewidzianego na zasadniczą część łopaty, własności te zostały potwierdzone badaniami eksperymentalnymi w tunelu trisonicznym [16]. Cechą charakterystyczną wszystkich profili z rodziny ILH3xx jest płaska płytką tworząca ostrze splotu. Zmieniając kąt nachylenia płytki splotowej można wpływać na wartość momentu pochylającego profilu.

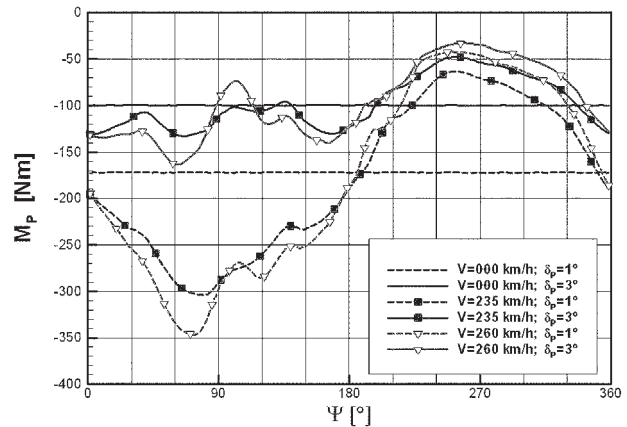
Przystępując do projektowania założono, że nowy wirnik będzie geometrycznie i kinematycznie zgodny z 4-łopatowym wirnikiem śmigłowca. Różnice w budowie obu wirników dotyczyć jedynie kształtu łopat. W przypadku nowego wirnika użyto nowoczesne profile śmigłowcowe rodziny ILH3xxm. Na tym etapie projektowania przyjęto, że łopata będzie zbudowana z następujących profili:

- profilu ILH312 (o maksymalnej grubości 12%*c*) w zasadniczej części łopaty,
- profilu ILH309 (o maksymalnej grubości 9%*c*) na końcówce łopaty,
- profilu ILH310 (o maksymalnej grubości 10%*c*), który został opracowany jako profil przejściowy pomiędzy profilami ILH312 i ILH309.

W procesie projektowania dążono do optymalnego określenia rozkładu następujących parametrów:

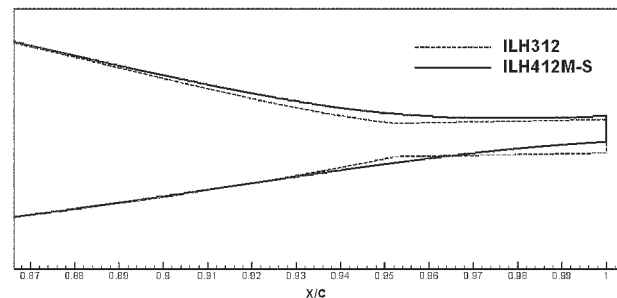
- rozkładu profili ILH312, ILH310, ILH309 wzdłuż rozpiętości łopaty,
- rozkładu skręcenia geometrycznego łopaty,
- kształtu końcówki łopaty.

W efekcie prac optymalizacyjnych została opracowana pierwsza wersja, dla której dokonano gruntownej analizy własności geometrycznych i aerodynamicznych. Na podstawie tej analizy sformułowano szereg postulatów dotyczących pożądanych modyfikacji profili bazowych z rodziny ILH3xx. Pierwszy z tych postulatów dotyczył przesunięcia w kierunku wartości dodatnich współczynnika momentu pochylającego dla profilu ILH312 użytego do budowy wewnętrznej i zasadniczej części łopaty. Na podstawie dokonanych analiz obliczeniowych stwierdzono bowiem, że taka modyfikacja mogłaby zaowocować korzystnym zmniejszeniem momentu sił aerodynamicznych działających na łopatę względem osi przekręceń (ozn. M_p). Efekt ten widać na rysunku 1, gdzie zilustrowano przebiegu momentu M_p w funkcji azymutalnego położenia łopaty Ψ . Z przedstawionego porównania wynika, że dzięki zastosowanej zmianie kąta wychylenia płytki splotowej profilu ILH312 uzyskano istotne zmniejszenie wartości bezwzględnej momentu M_p zarówno co do wartości średniej jak i co do amplitudy zmian.



Rys. 1. Wpływ zmiany kąta wychylenia płytki splotowej (δ_p) profilu ILH312, zastosowanego na zasadniczej i wewnętrznej części łopaty, na przebieg momentu sił aerodynamicznych działających na łopatę względem jej osi przekręceń (M_p)

Drugi postulat modyfikacji profili z rodziny ILH3XX dotyczył zmiany ukształtowania ostrza splotu profilu. Założono, że ze względów technologicznych, wytrzymałościowych i eksploatacyjnych zostanie zastosowane wygładzenie rejonu przejścia pomiędzy zasadniczą częścią profilu a płytką splotową. Profile z wygładzoną częścią splotową oznaczono symbolami ILH4xx-S. Efekt wygładzenia części splotowej, w przypadku profilu ILH312 pokazano na rysunku 2.



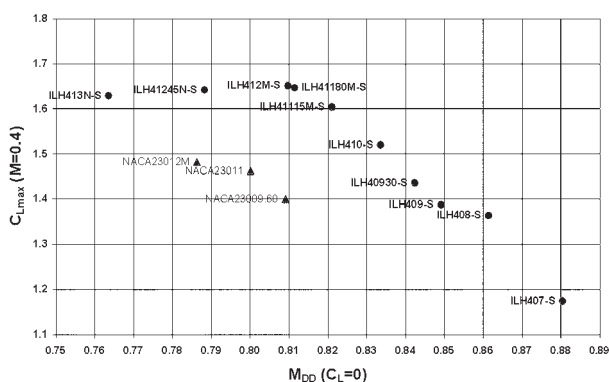
Rys. 2. Porównanie obrysów części splotowych profilu ILH312 i profilu ILH412M-S z wygładzoną krawędzią splotu

Dodatkowo dokonano nieznacznych zmian kształtów profilu z rodziny ILH312 w celu zmniejszenia piku podciśnienia na dolnej powierzchni oraz uzyskanie bardziej regularnych rozkładów ciśnienia na górnej powierzchni dla dużych liczb Macha przepływu niezaburzonego. Opracowano także grubsze profile przewidziane dla wewnętrznej i nasadowej części łopaty oraz profil o maksymalnej grubości 7% cięciwy przewidziany jako alternatywny profil na końcówkę łopaty. W efekcie uzyskano nową rodzinę profili, którą oznaczono symbolem ILH4xx. Profile tworzące tę rodzinę przedstawiono w tabeli 1.

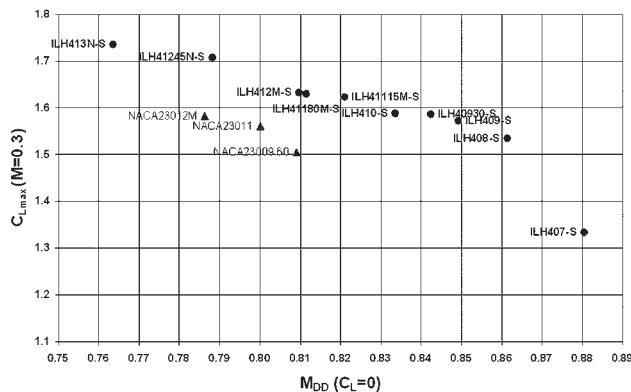
Tab. 1. Profile śmigłowcowe z rodziny ILH4XX

Profil	Maksymalna grubość [%c]
ILH407-S	7.00
ILH408-S	8.00
ILH409-S	9.00
ILH409.30-S	9.30
ILH410-S	10.00
ILH411.15M-S	11.15
ILH411.80M-S	11.80
ILH412M-S	12.00
ILH412.45N-S	12.45
ILH413N-S	13.00
ILH413.50N-S	13.50
ILH414N-S	14.00

Dla wybranych profili z rodziny ILH4xx przeprowadzono obliczenia charakterystyk aerodynamicznych. Obliczenia ta miały na celu z jednej strony ocenę własności aerodynamicznych profili z drugiej zaś strony dostarczenie niezbędnych danych dla metod obliczeniowych symulujących trójwymiarowy opływ wirnika w rzeczywistych warunkach lotu śmigłowca. Zgodne z kryteriami projektowania rodziny profili śmigłowcowych [1] jednymi najważniejszych charakterystyk profili śmigłowcowych są wartości liczby Macha wzrostu oporu (M_{DD}), w szczególności dla $C_L = 0.0$ oraz wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej (C_{Lmax}). Stosowne zależności dla liczb Macha $M = 0.3$ i 0.4 przedstawiono na rysunkach 3, 4 odpowiednio. Na rysunkach tych wyniki obliczeń dla profili z rodziny ILH4xx zestawiono z analogicznymi wynikami dla następujących profili oryginalnej łopaty śmigłowca Sokół: NACA23012M, NACA23011, NACA23009.60. Przedstawione charakterystyki aerodynamiczne profili z rodziny ILH4xx pokazują bardzo dobre własności tych profili z punktu widzenia ich zastosowania do budowy łopaty wirnika nośnego śmigłowca.



Rys. 3. Wyznaczone obliczeniowo zależności współczynnika C_{Lmax} dla $M = 0.4$ od liczby Macha wzrostu oporu M_{DD} dla $C_L = 0$ dla rodziny profili ILH4xx i wybranych profili łopaty śmigłowca



Rys. 4. Wyznaczone obliczeniowo zależności współczynnika C_{Lmax} dla $M = 0.3$ od liczby Macha wzrostu oporu M_{DD} dla $C_L = 0$ dla rodziny profili ILH4xx i wybranych profili łopaty śmigłowca

4. AERODYNAMICZNY PROJEKT WIRNIKA NOŚNEGO

Zasadniczy etap prac badawczych polegał na zaprojektowaniu łopat studialnego wirnika nośnego w oparciu o rodzinę profili śmigłowcowych ILH4xx. Przyjęto, że punktem odniesienia dla projektowanego wirnika będzie dotychczasowy wirnik nośny śmigłowca Sokół. Założono, że co do wymiarów i prędkości obrotowej, projektowany studialny wirnik nośny będzie zgodny z wirnikiem tego śmigłowca. Stosownie do tego założenia przyjęto następujące parametry konstrukcyjne dla projektowanego wirnika studialnego:

Tab. 2. Założenia konstrukcyjne dla projektowanego wirnika studialnego

Liczba łopat	4
Średnica	15.70 m
Bazowa cięciwa łopaty	0.462 m
Prędkość obrotowa	255.7 rpm

Założono, że w ramach procesu projektowania i optymalizacji wirnika, będą określone i modyfikowane następujące parametry definiujące geometrię łopaty:

- rozkład poszczególnych profili z rodziny ILH4xx wzdłuż rozpiętości łopaty,
- rozkład skrzywienia geometrycznego,
- obrys i wznios końcówki łopaty.

Przyjęto następujące, aerodynamiczne kryteria projektowania wirnika:

1. Dla stanów lotu śmigłowca w zawisie oraz dla prędkości przelotowej i nieprzekraczalnej: eliminacja w opływie łopat wirnika potencjalnych źródeł hałasu.
2. Dla wszystkich stanów lotu śmigłowca: eliminacja silnego, niestacjonarnego oderwania przepływu mogącego wywołać buffet (silne pulsacje ciśnienia powodujące drgania struktury)
3. W wybranych stanach lotu śmigłowca: minimalizacja mocy niezbędnej do napędu wirnika.

Kryterium 1 dotyczyło eliminacji hałasu związanego z powstawaniem na łopacie fal uderzeniowych, oderwania warstwy przyściennej, silnych pulsacji ciśnienia. Aby spełnić

to kryterium starano się tak dobrać rozkład profili i skreń geometrycznych wzdłuż rozpiętości łopaty, aby w rozważanych warunkach lotu uzyskiwać na łopacie przepływ, w którym nie występują fale uderzeniowe bądź też są one bardzo słabe, oraz w którym na łopacie powracającej nie występuje zjawisko oderwania warstwy przyściennej.

Kryterium 2 wiązało się z eliminacją silnego, niestacjonarnego oderwania przepływu generowanego bądź to za silną falą uderzeniową na łopacie nacierającej bądź też na skutek przekroczenia krytycznych kątów natarcia na łopacie powracającej. Tego typu oderwania przepływu wywołują bowiem silne drgania struktury łopaty (buffeting) grożące jej zniszczeniem.

Kryterium 3 dotyczyło minimalizacji mocy niezbędnej do napędu wirnika w zawisie oraz w locie z prędkością przelotową (ekonomiczną). W przyjętej strategii projektowania wirnika kryterium temu nadano najmniejszy stopień ważności. Założono, że zasadniczym celem procesu projektowania będzie wirnik, który w podstawowych stanach lotu jest możliwie najbardziej przyjazny środowisku charakteryzując się jednocześnie dobrymi osiąganiami.

Zdefiniowano cztery punkty konstrukcyjne określające podstawowe stany lotu śmigłowca: zawis oraz lot z prędkościami: przelotową (235 km/h), nieprzekraczalną (260 km/h) i demonstrowaną (315 km/h). Wszystkie rozważane stany lotu analizowano dla wysokości 1000 m (ISA). Każdy przypadek obliczeniowy symulacji lotu wirnika wymagał dodatkowo zdefiniowania następujących danych wejściowych określających warunki lotu:

- kąt natarcia wirnika (α_R),
- ciąg wirnika (T),
- momenty sił działających na wirnik: przechylający (M_x) i pochyłający (M_y),
- kąty wahań łopat wirnika.

Parametry te określano na podstawie analiz własnych oraz analiz konstruktorów śmigłowca Sokół. Symulacje opływu wirnika wykonano za pomocą programu FLUENT z modułem VBM. W każdej symulacji dla danych warunków przepływu opisanych prędkością lotu oraz kątem natarcia wirnika program wyznaczał opływ wirnika, określając jednocześnie wartości skoku ogólnego i cyklicznego pozwalające osiągnąć zadane wartości: ciągu oraz momentu przechylającego i pochyłającego. W procesie projektowania, dla każdej zaprojektowanej wersji łopaty, wykonywano każdorazowo obliczenia opływu wirnika dla opisanych powyżej stanów lotu śmigłowca. Jako wyniki obliczeń uzyskiwano: wartości globalnych parametrów pracy wirnika: momentu obrotowego oraz mocy niezbędnej a także wartości skoku ogólnego i cyklicznego łopat. Na powierzchni dysku wirnika analizowano rozkłady następujących lokalnych parametrów aerodynamicznych charakteryzujących opływ poszczególnych przekrojów łopaty:

- lokalna liczba Macha (M),
- indukowany kąt natarcia (α),
- profilowy współczynnik siły nośnej (C_L),
- profilowy współczynnik oporu (C_D).

Porównując rozkłady tych parametrów z obwiedniami określającymi dopuszczalne warunki przepływu, wyznaczonymi dla profili z rodziny ILH4xx, analizowano dopuszczalność stosowania danego profilu w rozważanych strefach

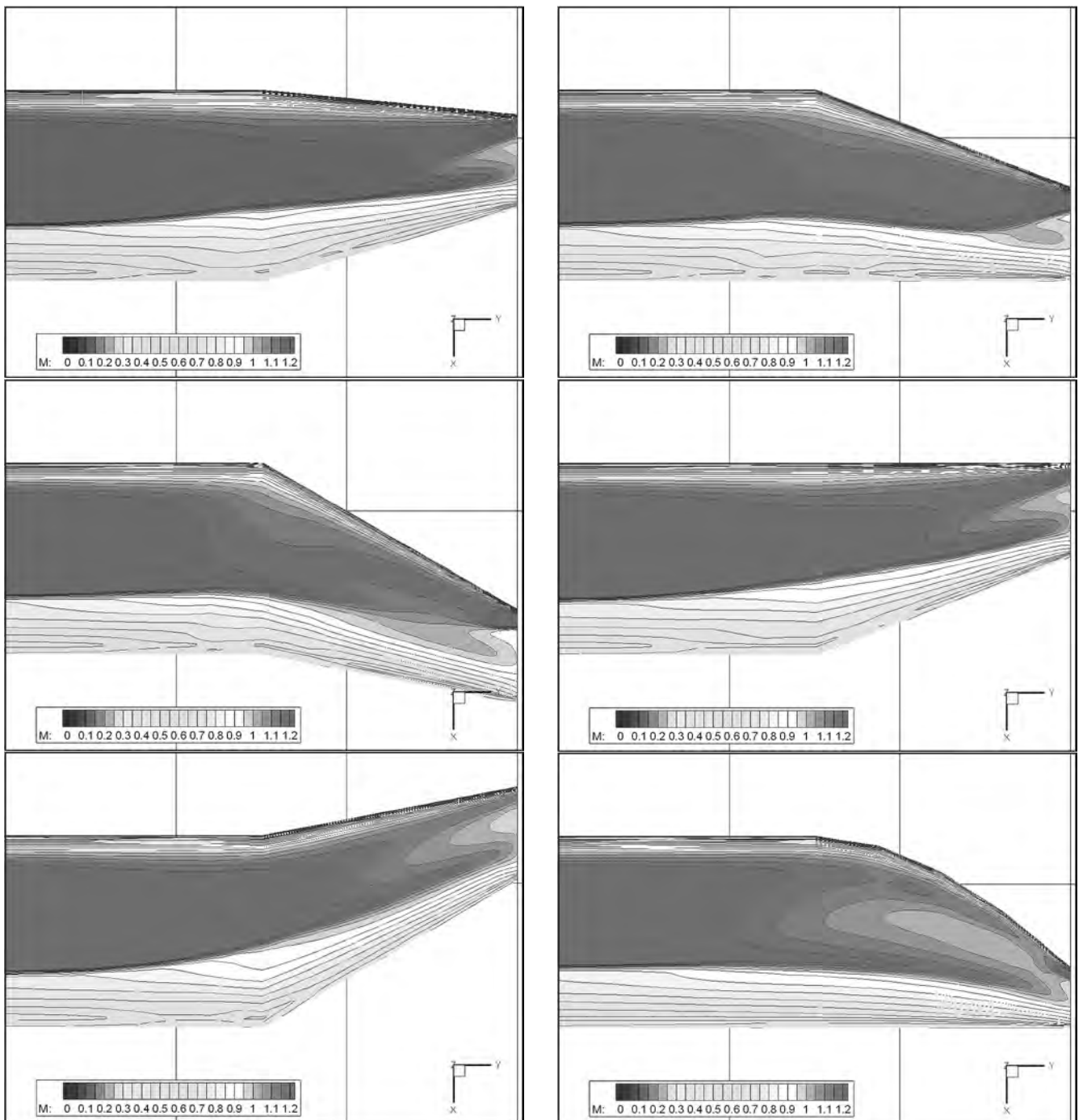
rozpiętości łopaty. Podobna analiza dotyczyła dopuszczalnych wartości lokalnego współczynnika oporu. Istnieje bowiem silna korelacja pomiędzy wartością tego współczynnika oraz jakością opływu danego profilu łopaty. W przypadku wystąpienia silnych fal uderzeniowych bądź silnego oderwania warstwy przyściennej na łopacie, wartość lokalnego współczynnika oporu na ogół drastycznie wzrasta.

Proces projektowania wirnika prowadzono w cyklach iteracyjnych. Dla każdej wersji wirnika, na podstawie analiz globalnych i lokalnych parametrów aerodynamicznych określano pożądany kierunek modyfikacji geometrii łopaty poprzez zmianę rozkładu profili lub zmianę rozkładu skreńca geometrycznego. Po wprowadzeniu stosownych zmian geometrii powtarzano symulacje opływu wirnika ze zmodyfikowaną geometrią łopat. W ten sposób ostatecznie zaprojektowano geometrię zasadniczej części łopaty.

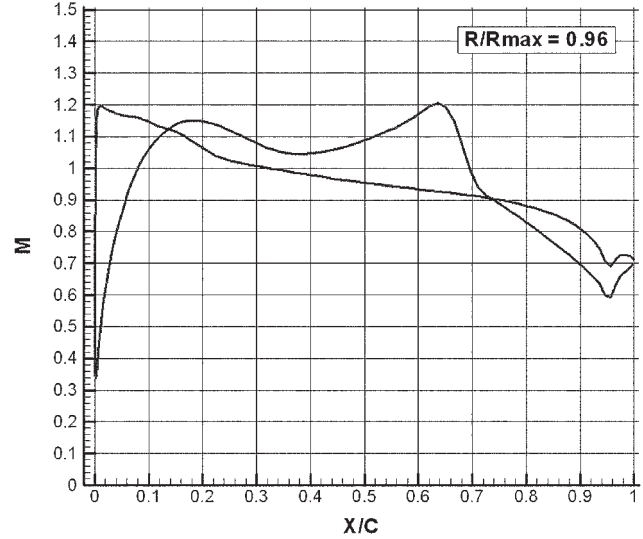
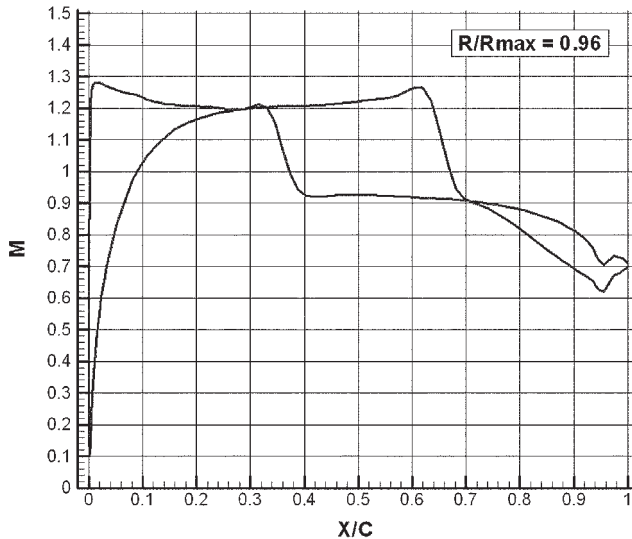
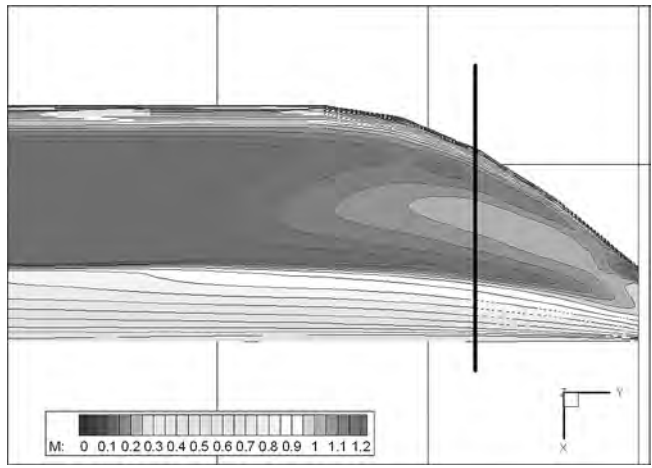
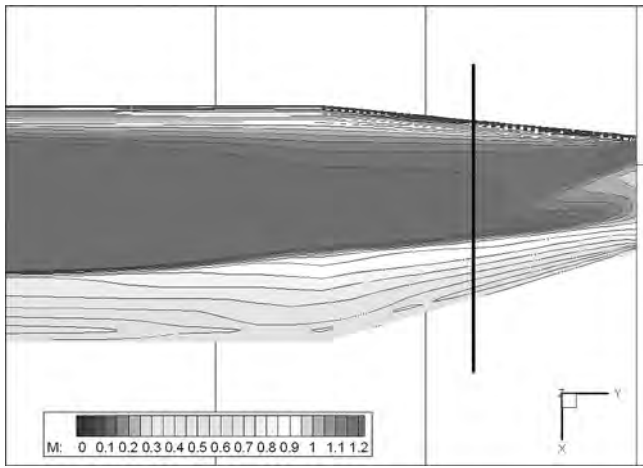
Równoległe prowadzono prace projektowe nad kształtem końcówki łopaty. Oryginalna łopata śmigłowca posiada pozbawioną skosu końcówkę trapezową. W przypadku nowoprojektowanej łopaty rozważano zastosowanie końcówki skośnej. Tego typu rozwiązanie pozwala bowiem zmniejszyć w strefie końcówki efektywne, lokalne liczby Macha. Może to prowadzić do eliminacji lub istotnego osłabienia fal uderzeniowych [12],[13]. W efekcie można uzyskać istotną redukcję hałasu, którego źródłem są fale uderzeniowe powstające w przepływie wokół końcówki łopaty nacierającej. Ten typ hałasu określany jest skrótem HSI (ang. High-Speed Impulsive).

W wstępnej fazie prac nad końcówką łopaty, rozpatrywano różne kształty i analizowano ich wpływ na osłabienie efektów falowych. W tym celu zastosowano uproszczoną analizę opływu, rozpatrując stacjonarny opływ samej końcówki traktowanej jako skrzydło izolowane. Obliczenia wykonano za pomocą programu FPS3DBL. Kształty rozważanych końcówek oraz uzyskane efekty opływu (rozkłady lokalnej liczby Macha) pokazano na rysunku 5.

Ostatecznie zdecydowano się na zaprojektowanie końcówki „parabolicznej”, w której obrys krawędzi natarcia końcówki był opisany krzywą zbliżoną do paraboli zaś obrys krawędzi splywu całej łopaty był linią prostą. Efekt redukcji efektów falowych dla końcówki łopaty o takim kształcie pokazano na rysunku 6. Na tym rysunku, po lewej stronie przedstawiono wyniki obliczeń dla obrysu końcówki odpowiadającej oryginalnej łopacie śmigłowca. Po prawej stronie pokazano wyniki dla zaprojektowanego obrysu końcówki łopaty. Obie końcówki zbudowano oparciu o te same profile. Kończówki różnią się tylko obrysem. Efekt eliminacji efektów falowych jest widoczny zwłaszcza na dolnej powierzchni końcówki, gdzie w przypadku końcówki „parabolicznej” fala uderzeniowa została całkowicie wyeliminowana.



Rys. 5. Analiza opływu różnych wersji końcówki łopaty. Rozkłady lokalnej liczby Macha w strefie końcówki łopaty. Wyniki obliczeń programem FPS3DBL



Rys. 6. Efekt osłabienia efektów falowych w wyniku zastosowania „parabolicznej” końcówki łopaty. Wyniki obliczeń programem FPS3DBL

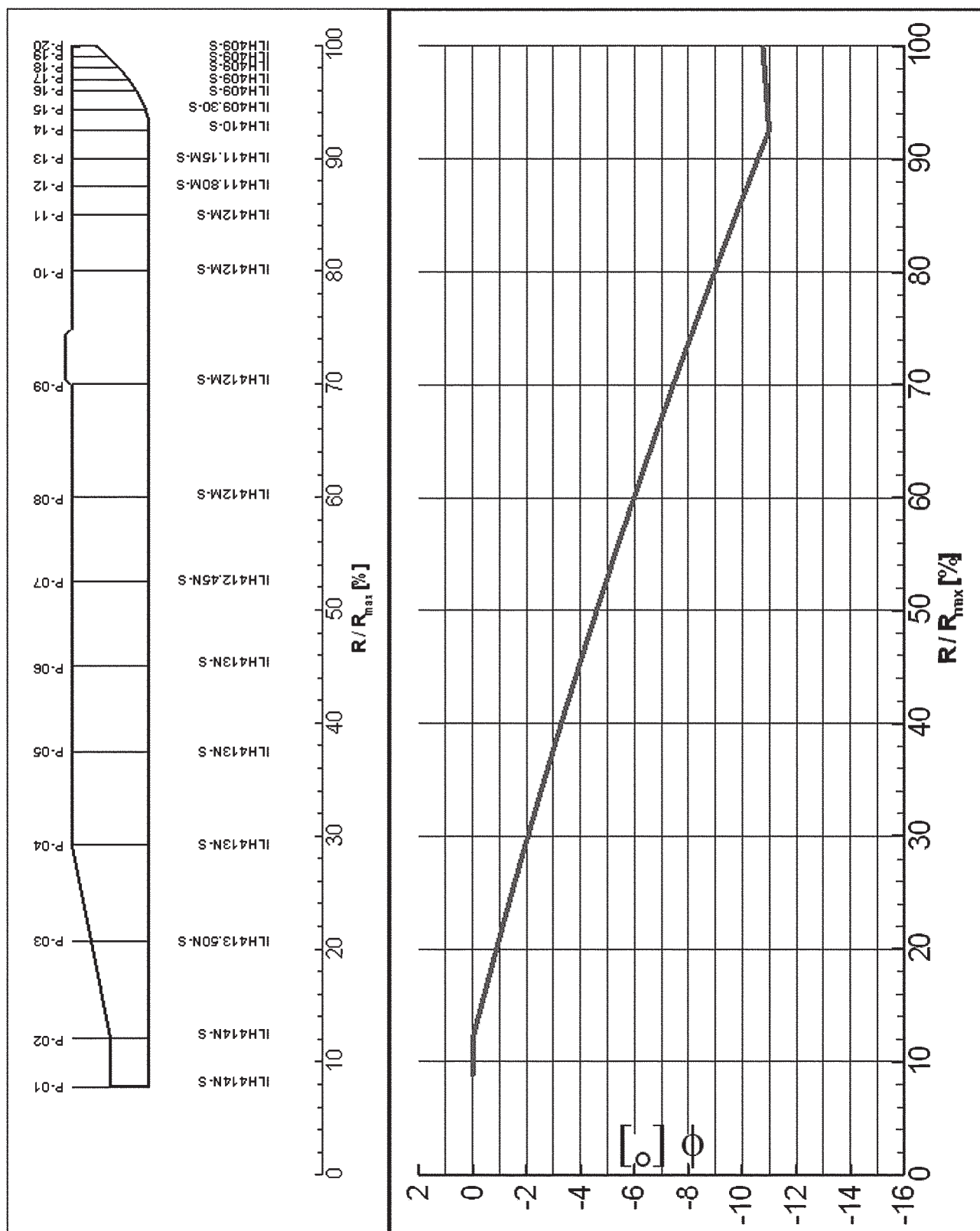
W końcowym etapie prac nad kształtem końcówki łopaty, rozważano zastosowanie ujemnego wzniosu łopaty w strefie końcówki. W świetle danych literaturowych, tego typu rozwiązanie może prowadzić do korzystnego osłabienia interakcji pomiędzy łopatą nadchodzącą i strukturami wirów krawędziowych spływającymi z łopaty poprzedzającej [13], [14], w szczególności w warunkach zawisu. Może to w efekcie prowadzić do osłabienia hałasu powstającego na skutek oddziaływań pomiędzy łopatami wirnika a generowanymi przez nie wirami. Ten typ hałasu jest określany skrótem BVI (ang. Blade-Vortex Interaction). Analizując różne rozwiązania cytowane w literaturze, ostatecznie zdecydowano się na zastosowanie ujemnego kąta wzniosu łopaty w strefie końcówki łopaty wynoszącego około 8.9° .

4.1. Geometria łopaty zaprojektowanego wirnika nośnego

Do budowy łopaty zastosowano osiem profili z rodziny ILH4xx. Określono 20 przekrojów węzłowych. Dla każdego z tych przekrojów dobrano odpowiedni profil z rodziny ILH4xx oraz zdefiniowano kąt skrzywienia geometrycznego łopaty. Przyjęto, że oś skrzywienia geometrycznego pokrywa się z osią przekręceń, zlokalizowaną wzdłuż linii 25% cięciwy przekrojów zasadniczej części łopaty. Obrys łopaty, rozkład profili w poszczególnych przekrojach oraz rozkład kąta skrzywienia geometrycznego ϕ przedstawiono na rysunku 7.

W zaprojektowanej łopacie zastosowano quasi-dwulinowy rozkład skrzywienia geometrycznego. W strefie końcówki przyjęto „prawie stałą” wartość skrzywienia. Taka koncepcja rozkładu skrzywienia była próbą osiągnięcia kompromisu wobec faktu, że zwiększanie skrzywienia geometrycznego łopaty może wpłynąć na wzrost efektywności pracy wirnika w zawisie lecz jednocześnie zbyt duże skrzywienie łopaty w strefie końcówki może powodować istotne pogorszenie przepływu na dolnej powierzchni końcówki łopaty nacierającej, w locie z dużą prędkością postępową.

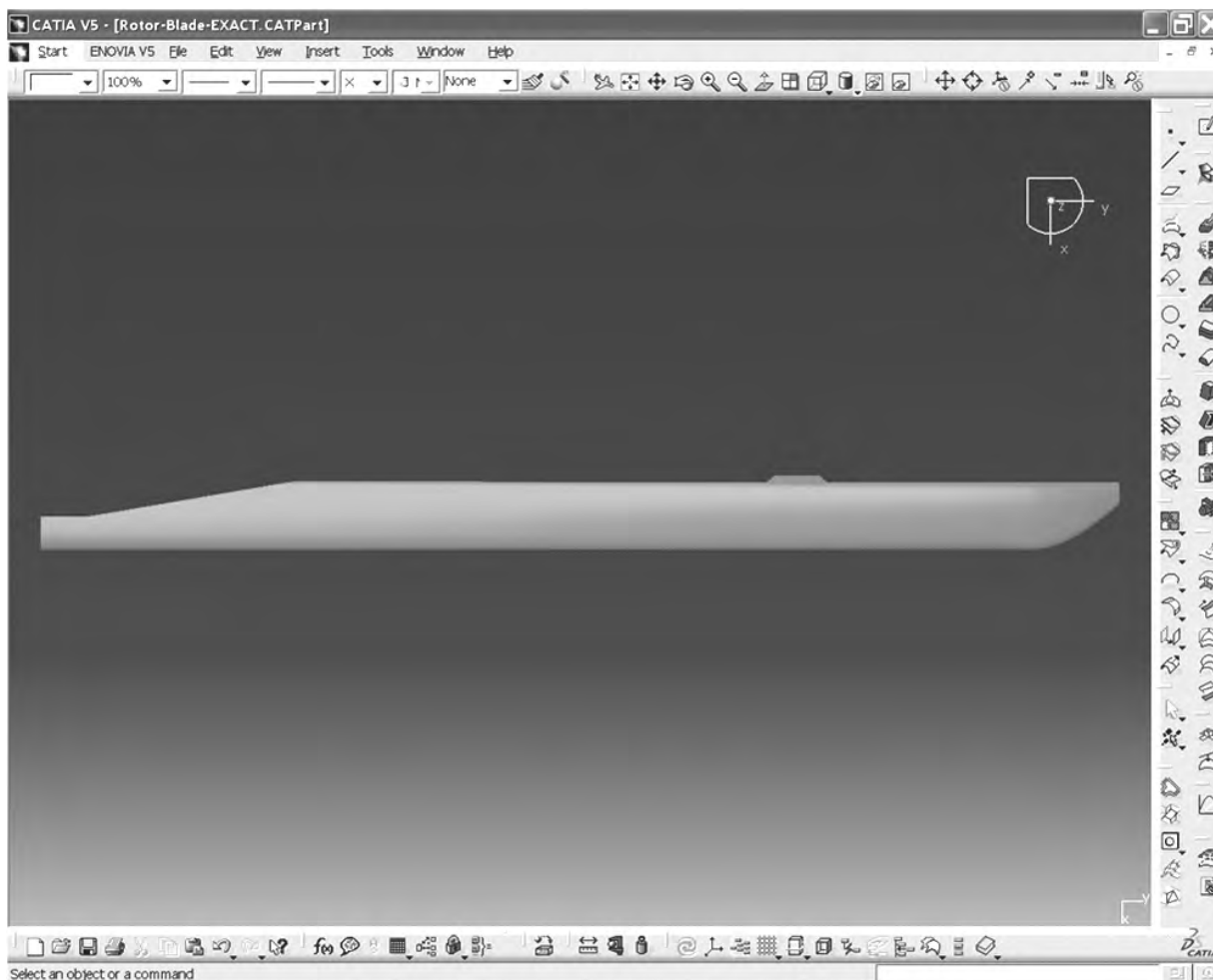
W końcowej fazie prac na projekcie wirnika nośnego, za pomocą programu CODA-3D opracowano trójwymiarowy model powierzchniowy łopaty wirnika. Na przekrojach bazowych rozpięto gładką powierzchnię łopaty. Przekroje bazowe w strefie końcówki łopaty zostały nieznacznie opuszczone co dało w efekcie ujemny wznios końcówki łopaty. Kąt ujemnego wzniosu wyniósł ostatecznie 8.869° , co pokazano na rysunku 8. Za pomocą programu CODA-3D zaprojektowano także gładkie zakończenie końcówki łopaty. Następnie powierzchniowy model łopaty został wyeksportowany do programu CATIA-V5 gdzie dokonano końcowych prac projektowych. Opracowano także niezbędne modele powierzchniowe i dokumentację dla wykonania modeli łopat przeznaczonych do badań eksperymentalnych. Na rysunku 9 przedstawiono finalną wersję powierzchniowego modelu łopaty opracowaną w programie CATIA-V5.



Rys. 7. Podstawowe parametry geometryczne zaprojektowanej łopaty wirnika nośnego



Rys. 8. Ujemny wznios w strefie końcówki zaprojektowanej łopaty wirnika nośnego



Rys. 9. Powierzchniowy model zaprojektowanej łopaty opracowany w programie CATIA-V5

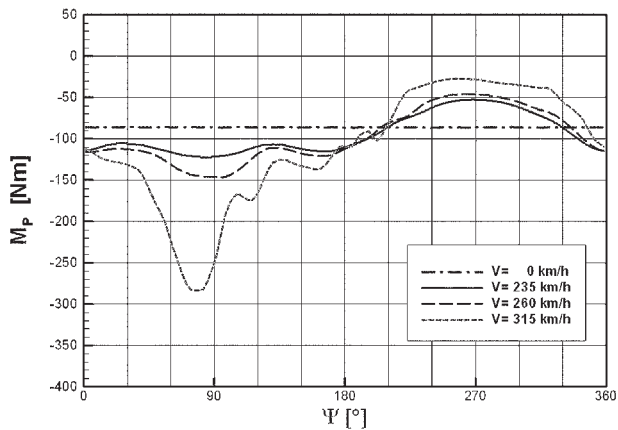
4.2. Własności aerodynamiczne zaprojektowanego wirnika nośnego

Dla zaprojektowanego, studialnego wirnika nośnego zbudowanego na bazie profili śmigłowcowych z rodziny ILH4xx przeprowadzono obliczeniowe symulacje opływu dla wybranych, konstrukcyjnych stanów lotu śmigłowca. Symulacje wykonano za pomocą programu FLUENT/VBM.

W tabeli 3 przedstawiono uzyskane dla poszczególnych stanów lotu globalne parametry aerodynamiczne wirnika: T – ciąg, P – moc niezbędną do napędu wirnika, M_z – moment obrotowy, oraz Θ – skok ogólny łopat i Θ_s , Θ_c – składowe skoku cyklicznego.

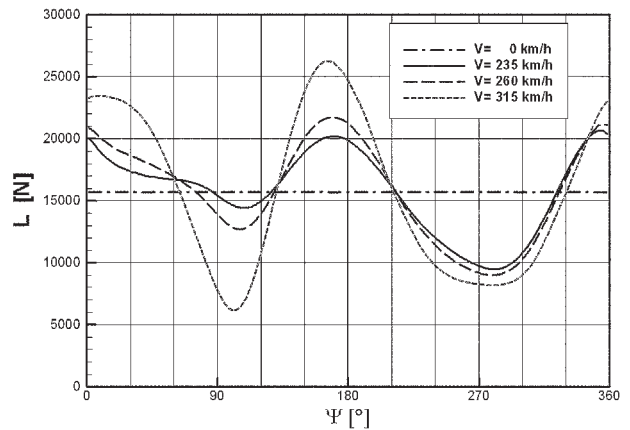
Tab. 3. Globalne parametry aerodynamiczne i kinematyczne wirnika nośnego. Wyniki obliczeń programem FLUENT/VBM

Stan lotu	V [km/h]	H [m]	T [kN]	P [kW]	M _z [Nm]	Skok łopaty		
						Θ_0 [°]	Q_s [°]	Q_c [°]
Zawis	0	1000	62.784	1079.54	40311.48	17.57	0.00	0.00
Prędkość przelotowa	235	1000	63.091	808.98	30208.38	17.04	6.58	-2.05
Prędkość nieprzekraczalna	260	1000	63.209	943.28	35223.32	18.12	7.65	-2.00
Prędkość demonstracyjna	315	1000	62.790	1409.23	52622.42	21.57	10.60	-1.80



Rys. 10. Przebiegi momentu sił aerodynamicznych względem osi przekręceń łopaty (M_p) w funkcji azymutalnego położenia łopaty (Ψ)

Na rysunku 10 przedstawiono wyznaczone obliczeniowo przebiegi momentu sił aerodynamicznych działających na łopate względem jej osi przekręceń (M_p) w funkcji kąta położenia azymutalnego łopaty (Ψ). Dla wszystkich stanów lotu, za wyjątkiem lotu z prędkością demonstrowaną, uwiadczniają się korzystne, stosunkowo nieduże wartości średnie jak też nieduże amplitudy wahań momentu. Na rysunku 11 przedstawiono przebiegi siły nośnej łopaty (L) (obciążenia aerodynamicznego w kierunku zgodnym z osią obrotu wirnika) w funkcji azymutalnego położenia łopaty (Ψ).

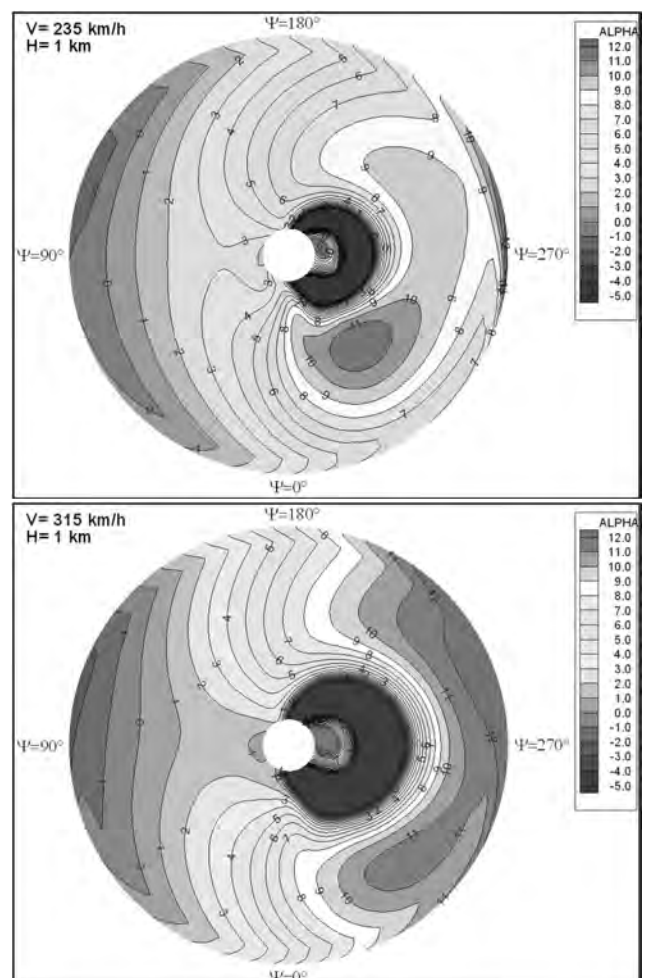
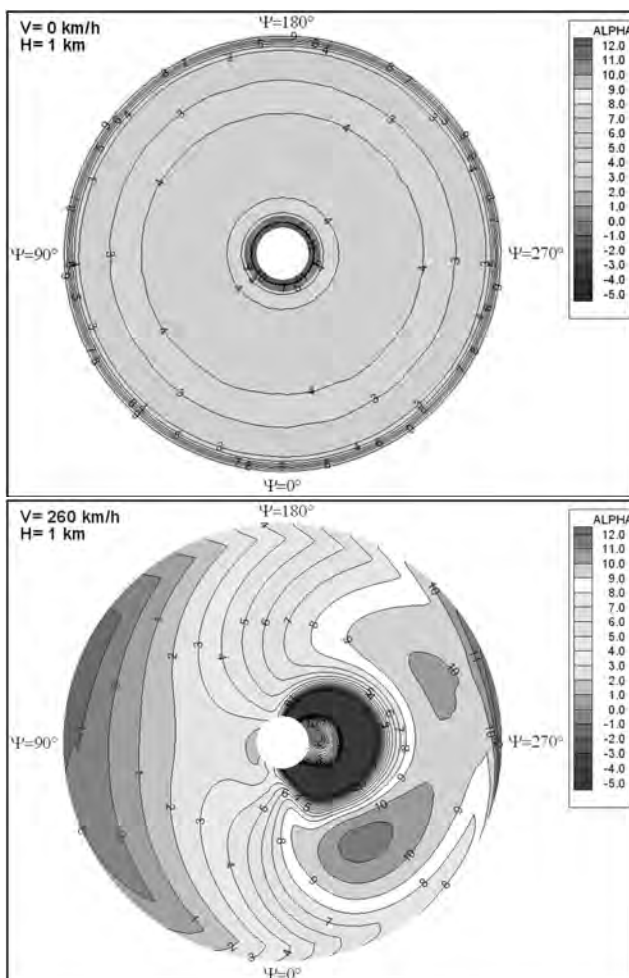


Rys. 11. Przebiegi siły nośnej łopaty (L) w funkcji azymutalnego położenia łopaty (Ψ)

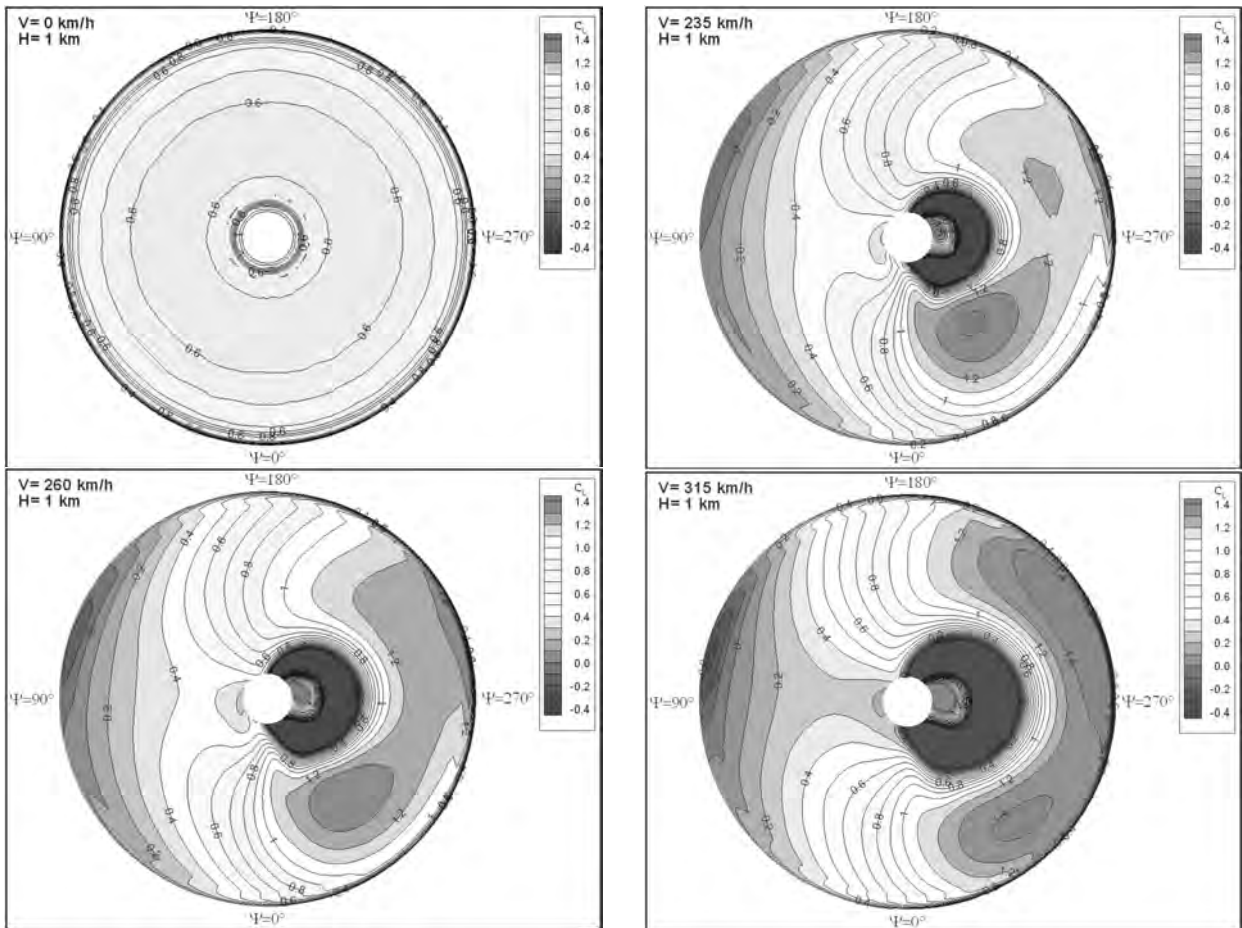
Informacje dotyczące lokalnych wartości parametrów aerodynamicznych uzyskać można analizując ich rozkłady kreślone na dysku wirnika. Na rysunkach 12÷14 przedstawiono mapy barwne odpowiednio rozkładów:

- kąta natarcia (rys. 12),
- współczynnika siły nośnej (rys. 13),
- współczynnika oporu (rys. 14).

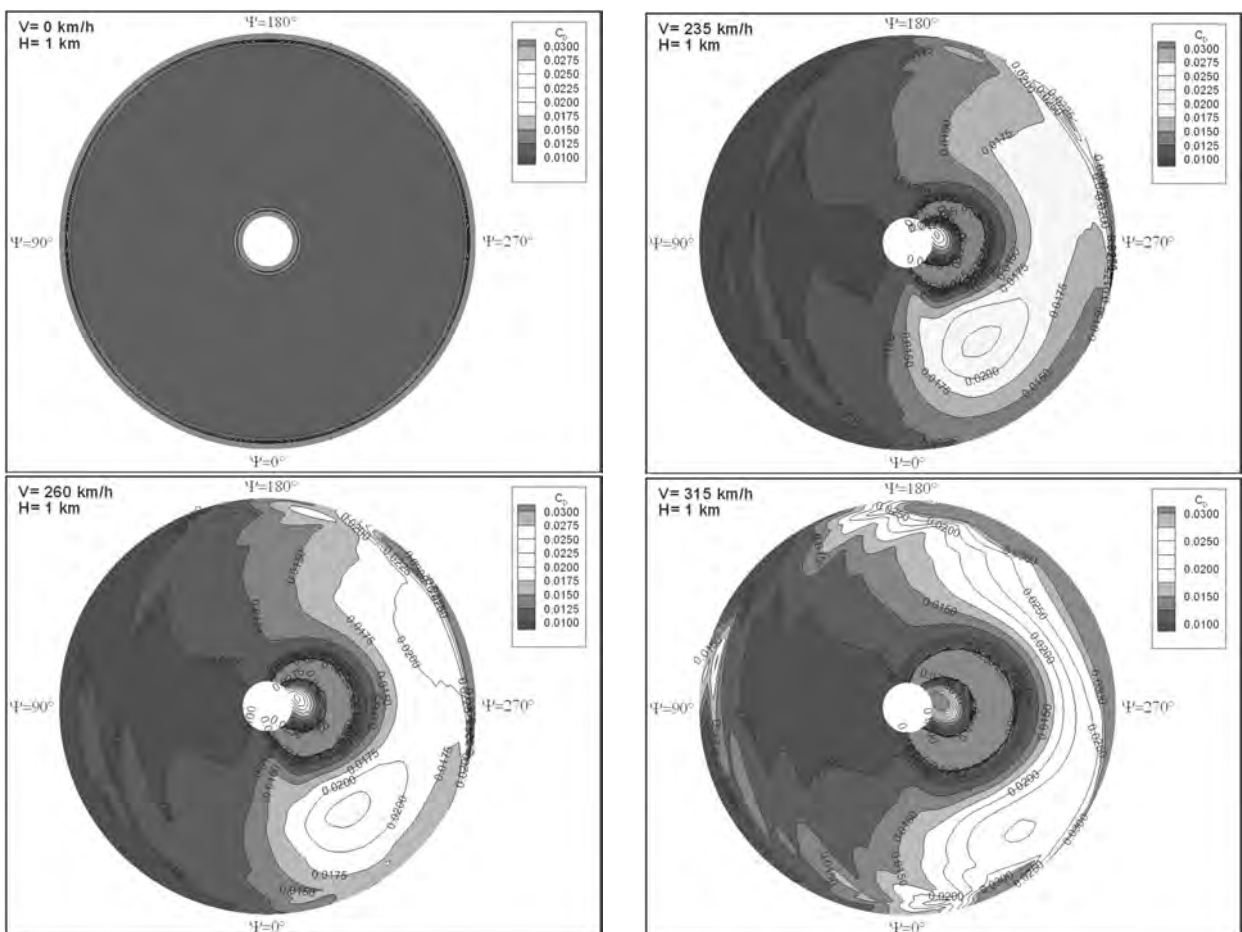
Na podstawie analiz dwuwymiarowego przepływu stwierdzono następujące korelacje pomiędzy jakością przepływu a wartością współczynnika oporu C_D :



Rys. 12. Rozkłady lokalnego kąta natarcia (ALPHA) w przekrojach łopaty na dysku wirnika dla konstrukcyjnych stanów lotu śmigłowca



Rys. 13. Rozkłady lokalnego współczynnika siły nośnej (C_l) w przekrojach łopaty na dysku wirnika dla konstrukcyjnych stanów lotu śmigłowca



Rys. 14. Rozkłady lokalnego współczynnika oporu (C_D) w przekrojach łopaty na dysku wirnika dla konstrukcyjnych stanów lotu śmigłowca

- dla $C_D < 0.015$ w przepływie nie powinny występować żadne zjawiska stanowiące potencjalne źródło hałasu,
- dla $C_D < 0.025$ nie powinny powstawać silne, niestacjonarne oderwania przepływu, bądź to za silną falą uderzeniową bądź przy dużych, zakrytycznych kątach natarcia.

Mając na uwadze powyższe korelacje można dokonać przybliżonej analizy jakości opływu łopaty dla rozważanych stanów lotu śmigłowca.

- Dla prędkości lotu $V = 0$ km/h (zawis) prawie na całym dysku wirnika ($R/R_{MAX} < 0.95$), współczynnik oporu nieznacznie przekracza wartość 0.01 co świadczy o bardzo dobrej jakości przepływu.
- Dla prędkości lotu $V = 235$ km/h i $V = 260$ km/h na łopacie nacierającej występują bardzo małe wartości (poniżej 0.0125) współczynnika C_D . Wyższe wartości współczynnika C_D na łopacie powracające nie przekraczają granicy, powyżej której może pojawić się silne oderwanie przepływu.
- Dla prędkości lotu $V = 315$ km/h na łopacie nacierającej występują stosunkowo małe wartości współczynnika C_D , sprzyjające dobrej jakości przepływu. Natomiast na łopacie powracające, w strefie końcówki, występują obszary wysokich wartości współczynnika C_D , co może grozić oderwaniem przepływu.

6. PODSUMOWANIE

W pracy opracowano aerodynamiczny projekt studialnego wirnika nośnego. Łopaty wirnika zbudowano na bazie rodziny nowoczesnych profili śmigłowcowych z rodziny ILH4xx. Profile te są modyfikacjami profili z rodziny ILH3xx i zostały zaprojektowane specjalnie pod kątem ich zastosowania do budowy łopat wirnika nośnego. Zaprojektowany wirnik ma podstawowe parametry kinematyczne i geometryczne zgodne z 4-łopatowym wirnikiem nośnym śmigłowca. W trakcie procesu projektowania i optymalizacji wirnika założono następujące parametry konstrukcyjne definiujące geometrię łopat:

- rozkład profili bazowych wzdłuż rozpiętości łopaty,
- rozkład skrzywienia geometrycznego łopaty,
- kształt końcówki łopaty.

Projekt wirnika i jego łopat realizowano całkowicie z wykorzystaniem technik obliczeniowych, mając na uwadze szereg kryteriów aerodynamicznych, takich jak:

- eliminacja w opływie łopat wirnika potencjalnych źródeł hałasu,
- eliminacja silnych, niestacjonarnych oderwań i fal uderzeniowych,
- minimalizacja mocy niezbędnej do napędu wirnika.

Przeprowadzono szereg symulacji opływu zaprojektowanego wirnika w wybranych stanach lotu śmigłowca. Uzyskane wyniki potwierdziły, że w świetle obliczeń zaprojektowany wirnik spełnia przyjęte jakościowe i ilościowe kryteria aerodynamiczne. Ostateczna ocena własności zaprojektowanego wirnika zrealizowana będzie w oparciu o wyniki planowanych badań eksperymentalnych.

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Kania W., Stalewski W.:** *Studium badawcze łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego śmigłowca o nowoczesnej aerodynamice*. Sprawozdanie wewnętrzne Instytutu Lotnictwa Nr 34/BA/99/P, 1999 r.
- [2] **Kania W., Stalewski W.:** *Development of New Generation Main and Tail Rotor Blade Airfoils*. Proceedings of 22-nd International Council of the Aeronautical Sciences Congress, Paper No 181, 2000 r.
- [3] **Kania W., Stalewski W., Godlewski J.:** *Numerical design and optimization of new generation main and tail rotors blade airfoils*. Proceed. of the Third Seminar on RRDPAE, Research Bulletin of IAAH No.9, pp. 31-38, 1999 r.
- [4] **Stalewski W.:** *CODA - program wspomagający projektowanie wieloelementowych profili lotniczych*. Sprawozdanie wew. Instytutu Lotnictwa Nr 136/BA/97/D, 1997 r.
- [5] **Stalewski W.:** *Numeryczna metoda modyfikacji profilu bazująca na rozwiązaniu zagadnienia odwrotnego*. Materiały 8. Konferencji Mechaniki Cieczy i Gazów, 1988 r.
- [6] **Stalewski W.:** *Numeryczna optymalizacja profili śmigłowcowych oparta na algorytmie genetycznym z uwzględnieniem kryteriów bazujących na niestacjonarnych charakterystykach aerodynamicznych*. Prace Instytutu Lotnictwa 2006 nr 184-185.
- [7] **Bauer F., Garabedian P., Korn D., Jamenson A.:** *Supercritical wing section II*. Springer-Verlag, 1975 r.
- [8] **Giles H. B., Drela M.:** *Two-dimensional Transonic Aerodynamic Design Method*. AIAA Journal, vol. 25, Nr 9, 1987 r.
- [9] **Drela M.:** *A User's Guide to MSES 2.7*. MIT Computational Aerospace Sciences Laboratory, November 1994.
- [10] **FLUENT 6.1 User's Guide**. Fluent Inc. February 2003.
- [11] **Stalewski W.:** *Komputerowy system wspomagający projektowanie trójwymiarowych obiektów aerodynamicznych*. Sprawozdanie wewnętrzne Instytutu Lotnictwa Nr 4/BA/94/P, 1994 r.
- [12] **Leishman J. G.:** *Principles Of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press 2000.
- [13] **Voillet A., Allongue M., Philippe J. J., Desopper A.:** *Performance and Development Of The Super Puma MK II Main Rotor With New SPP8 Blade Tip Design*. Fifteenth European Rotorcraft Forum. Amsterdam 1989.
- [14] **Muller R. H. G.:** *Winglets On Rotor Blades In Forward Flight – A Theoretical and Experimental Investigation*. Fourteenth European Rotorcraft Forum. Milano, Italia 1988.
- [15] **Nixon D.:** *Transonic aerodynamics*. Progress in Astronautic and Aeronautics, 81, 1982.
- [16] **Zwierchanowska B., Kania W.:** *Badania ciśnieniowe charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu ILH312 w tunelu N-3*. Raport Instytutu Lotnictwa Nr 32/BA/99/P, 1999 r.

AERODYNAMIC DESIGN OF HELICOPTER
MAIN ROTOR ON THE BASE
OF ADVANCED AIRFOILS

Summary

Research results, concerning the study of aerodynamic design of helicopter main rotor, have been presented. The main goal was to obtain improved aerodynamic properties of the rotor. To achieve this, advanced helicopter airfoil family has been developed. The design process was performed basing on computational technique, using several CFD and CAD codes. Assumed aerodynamic objectives concerned a minimisation of power required to drive the rotor and elimination of potential noise and buffet sources like shock waves or deep stall. Detailed CFD analysis of aerodynamic properties has been performed for final version of the rotor. Computational results confirmed that the designed rotor fulfils most of assumed design criteria. Aerodynamic properties of the rotor will be definitely evaluated on the base of planned wind tunnel tests, where a main rotor model with new designed blades will be investigated.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ
КОНЦЕПЦИОННОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА
ВЕРТОЛЁТА НА БАЗЕ СОВРЕМЕННЫХ
ВЕРТОЛЕТНЫХ ПРОФИЛЕЙ

Резюме

В статье оговорены результаты исследовательско-проектных работ связанных с аэродинамическим проектом концепционного несущего винта. Исходным пунктом была семья современных вертолётных профилей, разработанных в отделе Аэродинамики. Целью работы было запроектировать винт так, чтоб благодаря применению профилей лопастей новой генерации получить желанное улучшение аэродинамических характеристик. Процесс нумерического проектирования несущего винта был проведен с использованием программ из области вычислительной гидромеханики, а также программ вспомогательных проектирование и оптимализацию конструкции. Принятые аэродинамические критерии проектирования и оптимализации винта были связаны с минимализацией необходимой мощности привода винта, а также устранение в потоке, обтекающем лопасть потенциальных источников шума и мест отрыва потока от профиля ведущих к буффетингу лопастей. Для окончательной версии запроектированного концепциального винта, проведён перечень симуляций обтекания в выбранных фазах полёта вертолётта. Полученные результаты подтвердили выполнение принятых критериев проектирования. Окончательная оценка свойств запроектированного винта будет реализована в будущем, на основании планированных экспериментальных исследований.