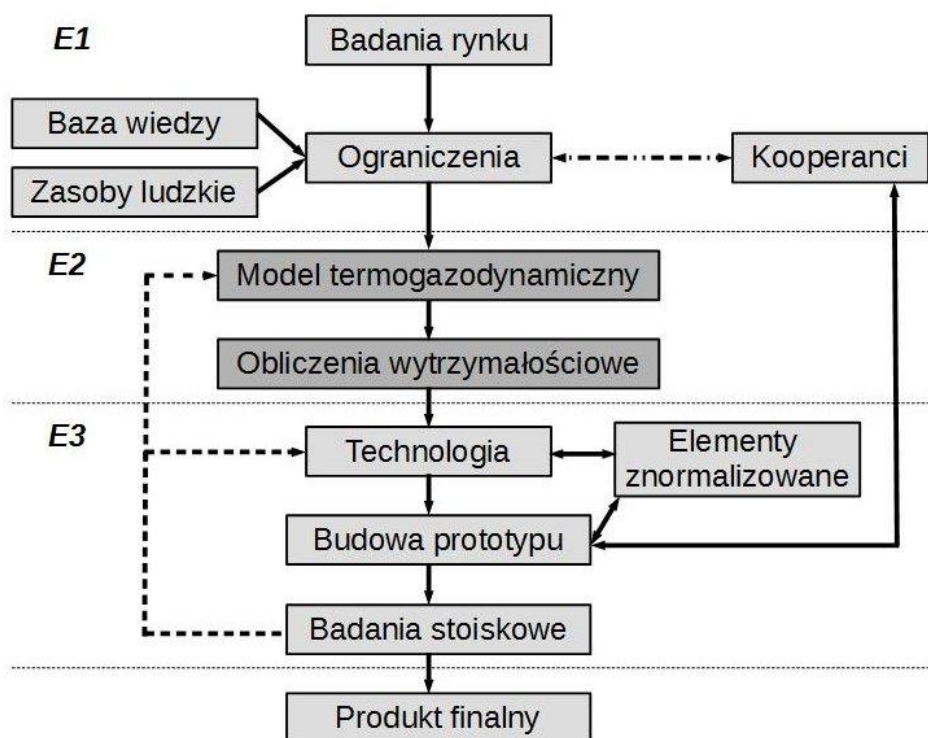


CZARNECKI Michał<sup>1</sup>

## Projektowanie mikroturbionowych silników przepływowych

## WSTĘP

Mikroturbinowe napędy przepływowe sklasyfikowano po raz pierwszy względem skali rozwiązania w artykule pt. "Revolutionary Propulsion Systems for 21st Century Aviation" [13]. Wyodrębniono sześć kategorii, które w skali ciągu odpowiadały rozwiązaniom: mikro – do 4,45 daN, mini – do 44,5 daN, małym – 4450 daN, średnim – 44500 daN oraz dużym powyżej 44500 daN. Klasyfikacja pomimo że nie pełna pozwala zidentyfikować podstawowy parametr termogazodynamiczny jakim jest masowe natężenie przepływu powietrza przez kanał silnika. Wynosi ono odpowiednio dla rozwiązań skali mikro poniżej 0,1 kg/s natomiast obszar rozwiązań dla obiektów klasy mini zawierać będzie się w przedziale 0,1 :- 1 kg/s. Powszechnie stosowane rozwiązania z zakresu maszyn obejmują zespoły turbosprężarek samochodowych oraz obszar pomocniczych urządzeń APU (turbiny powietrzne). Projektując prototypowy mikrosilnik turbinowy *mSO-1* na bazie zdobytego doświadczenia praktycznego zaproponowano system projektowania który przedstawiono na rysunku poniżej.



Rys. 1. System projektowania silnika przepływowego w skali mikro.

System ten składa się z trzech zasadniczych etapów które obejmują: etap wstępny – E1, etap obliczeń E2, etap wytwarzania i prób E3. W odniesieniu do systemu projektowania komercyjnego silnika turbinowego jest on znacznie uproszczony ze względu na okoliczności które zostaną omówione w dalszej części artykułu.

<sup>1</sup>Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa; 35-959 Rzeszów; al. Powstańców Warszawy 8. Tel: + 48 17-865-1605, czarn@prz.edu.pl

## 1 ETAP WSTĘPNY E1

Przystępując do jego realizacji należy mieć na względzie, że na rynku istnieją już sprawdzone rozwiązania konstrukcyjne. Stopień złożoności konstrukcji oraz specyficzne wymagania są ściśle powiązane z przyszłym zastosowaniem mikrosilnika. Do największej grupy odbiorców silników mikroturbinowych należą modelarze. Nabywają najczęściej silniki o sile ciągu 4,5-16 daN. Ograniczenie dla tej grupy odbiorców stanowi dopuszczalna masa obiektu latającego która nie może przekraczać 23 kg, wynika to bezpośrednio z przepisów budowy statków powietrznych. Kolejną grupę stanowią mikrosilniki będące źródłem napędu bezpilotowych aparatów wysokomanewrowych oferowanych przez przemysł obronny. Zastosowanie napędu turbinowego umożliwiło uzyskanie prędkości przelotowych  $> 0.3$  Ma oraz pozostawianie sygnatury cieplnej niezbędnej do naprowadzania głowic pocisków pracujących w paśmie podczerwonym co stanowi przewagę nad imitatorami o napędzie tłokowym. Wymagana sumaryczna siła ciągu zwyczajowo przekracza 32 daN. Wymóg ten jest następstwem skrócenia drogi startowej do minimum (stosowanie katapulty). Ostatnią grupę stanowią pomocnicze napędy stosowane w budowie szybowców. W tej grupie znajdują się napędy turbinowe o ciągu powyżej 40 daN o uproszczonej konstrukcji i krótkim czasie pracy. Aby produkt był konkurencyjny musi charakteryzować się parametrami pracy nie gorszymi niż rozwiązania istniejące na rynku oraz przystępną ceną. De facto produkt musi spełnić pierwszą zasadę konstrukcji. Na etapie badań rynkowych należy ustalić zakres prac projektowych. Projektowany silnik może powstać poprzez głęboką modyfikację istniejącego rozwiązania lub pełny projekt obejmujący wszystkie kluczowe elementy wchodzące. Następnie należy skupić się na stworzeniu bazy wiedzy która determinuje sprawne rozwiązanie zadania projektowego pozwalając na uniknięcie istotnych błędów w dalszych etapach realizacji.

W produkcji mikroturbinowych silników przepływowych specjalizują się firmy niewielkie (kilku lub kilkunastoosobowe). Realizację prac projektowych z zakresu mikroturbinowych silników lotniczych ograniczają skromne środki finansowe przeznaczane na badania oraz budowę prototypowych konstrukcji oraz limitowane zasoby ludzkie. Uznani autorzy publikacji dotyczących mikronapędów przepływowych jak Kurt Schreckling i Thomas Kampst dzięki pasji i zaangażowaniu opracowali, zbudowali i przebadali szereg układów konstrukcyjnych miniaturowych silników turbinowych. Prace badawcze finansowali z własnego budżetu domowego. W przeszłości zespoły realizujące prace projektowe nie należały do licznych. Zespół który skonstruował pionierski mikrosilnik przepływowy „Barjay”, liczył pięć osób ( JerryJackman, Chris Write, David Stich, Ray Carter, Barry Belcher ). Prace projektowe rozpoczęto w roku 1975 a ukończono w roku 1983. Amerykański zespół kierowany przez Bryana Seegersa rozpoczął pracę nad mikrosilnikiem S-100 w roku 1978. Pierwsze udane próby uruchomienia mikrosilnika przeprowadzono w roku 1981 natomiast projekt ukończono w roku 1988 [4]. Wspomniany wcześniej niemiecki inżynier Kurt Schreckling rozpoczął w pojedynkę pracę nad swoim mikrosilnikiem FD-2 w roku 1986. Projekt FD-2 został ukończony w roku 1989. W świetle powyższych rozważań zakres prac projektowych należy dostosować do liczebności zespołu ludzkiego, jego doświadczenia zawodowego i poziomu kompetencji.

W przypadku udziału kooperantów w projekcie, należy się spodziewać że nie będą posiadali doświadczenia w budowie urządzeń skali mikro. Poszukiwanie kooperantów należy rozpocząć we wczesnym etapie prac koncepcyjnych ze względu na jednostkowy charakter produkcji który zawęży krąg firm i organizacji gotowych do współpracy.

## 2 ETAP OBLICZEŃ E2

Prace poświęcone problematyce projektowania mikroturbinowych silników przepływowych skupiają się głównie na wykorzystaniu prostych metod obliczeniowych [4,10,11,12]. Wyraźnie faworyzują eksperyment marginalizując obliczenia termogazodynamiczne które przeprowadzano w niepełnym zakresie. Powszechnie stosowano inżynierię odwrotną. (Mikrosilniki o średnicy zewnętrznej ~110 mm są charakteryzują się bliskim pokrewieństwem do wzorcowego mikrosilnika KJ-66). Realizacja zadania projektowego wymaga zbudowania termogazodynamicznego modelu

matematycznego dla mikrosilnika. Cechą wspólną mikro turbinowych oraz turbinowych silników odrzutowych jest zasada pracy którą ilustruje wspólny termogazodynamiczny obieg porównawczy. Miniaturyzacja konstrukcji pozwala przypuszczać że znaczne zwężenie kanałów przepływowych w mikrosilniku zmieni proporcję pomiędzy siłami tarcia a siłami bezwładności. W związku z tym w procesie modelowania matematycznego stosowanie korelacji charakterystycznych dla turbinowych silników przepływowych należy ograniczyć do niezbędnego minimum. W świetle powyższych rozważań dopuszczalne jest stosowanie w ograniczonym zakresie algorytmów obliczeniowych opisujących procesy termogazodynamiczne turbinowych silników odrzutowych. Eliminacji podlegają algorytmy które korzystają z podobieństwa geometrycznego [3,6,7]. Dopuszczalne są algorytmy opisujące fizykę zjawiska [9,16,17,18,19] lub podobieństwo wymiarowe [30]. W modelu matematycznym należy zidentyfikować poziomy sprawności oraz współczynniki strat które uczynią model matematyczny użytecznym dla silników klasy mikro (tab.1).

Tab. 1. Wartości parametrów termogazodynamicznych wymagające korekty w modelowaniu silników klasy mikro

Wybrany parametr :		Mikroturbinowy silnik odrzutowy	Turbinowy silnik odrzutowy
Współczynnik określający stratę ciśnienia we wlocie	$\sigma_{WL}^*$	0,973	0,97
Sprawność izentropowa stopnia sprężarki	$\eta_s$	0,7÷0,78	0,8÷0,86
Współczynnik określający stratę ciśnienia we w komorze spalania	$\sigma_{KS}^*$	0,863	0,95
Współczynnik wydzielania ciepła w komorze spalania	$\zeta_{KS}^*$	0,81÷0,93	0,97
Sprawność izentropowa procesu rozprężania w turbinie	$\eta_T$	0,7÷0,75	0,89÷0,94
Współczynnik strat prędkości w dyszy wylotowej	$\phi_{DW}$	0,95	0,97

Literatura z zakresu projektowania szczegółowego wybranych zespołów konstrukcyjnych często przedstawia proporcje geometryczne nie informując czytelnika o rzeczywistych wymiarach konstrukcji względem której proporcje ustalono. Zastosowanie prezentowanych taką metodą rozwiązań jest ograniczone. Modyfikacji nie wymagają modele analityczne z zakresu wytrzymałości maszyn wirnikowych, ze względu na identyczny jak dla komercyjnych silników lotniczych sposób obciążania konstrukcji oraz wspólne warunki brzegowe [2,5,14,15]. Wyzwanie stanowi projekt komory spalania ze względu na miniaturyzację konstrukcji, najmniejsze opisane w literaturze indywidualne komory spalania charakteryzują się średnicą zewnętrzną rury żarowej ponad dwukrotnie większą od średnicy zewnętrznej dostępnych w sprzedaży mikrosilników.

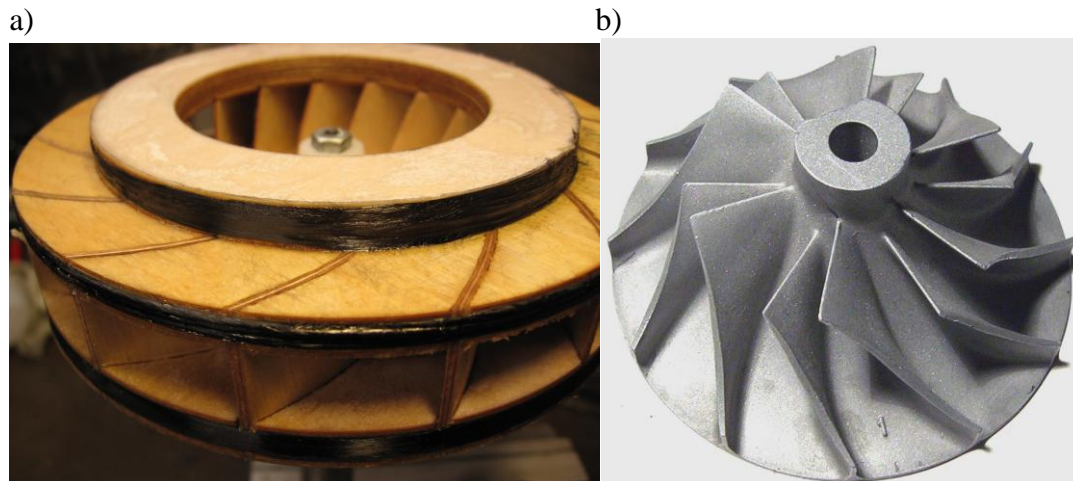
### 3 ETAP WYTWARZANIA I PRÓB E3

Stopień zaawansowania konstrukcji zależy w głównej mierze od dostępnego parku maszynowego oraz technologii. W przypadku prac projektowych nad komercyjnymi silnikami turbinowymi jest odwrotnie – projekt determinuje zapotrzebowanie na park maszynowy i technologie. Skonstruowanie i wytworzenie uproszczonego oprzyrządowania technologicznego do produkcji jednostkowej dla mikrosilnika o średnicy zewnętrznej 89 mm to koszt 52285 zł co stanowi równowartość ceny zakupu dziewięciu mikrosilników. Koszty oprzyrządowania dotyczą wariantu uproszczonego gdy wykorzystujemy dostępne elementy od innych producentów. Na wybór technologii wpływ ma również dostępność materiałów konstrukcyjnych które w przypadku mikrosilników nabywane są w ilościach nie uznawanych za handlowe. Elementy złączne śruby, nakrętki są przewymiarowane technologicznie ze względu na współpracę elementów i ryzyko zapieczenia się ww. elementów. Ograniczeniem jest również odstępność łożysk hybrydowych metalowo-ceramicznych o odpowiedniej trwałości. Do wyboru pozostaje typ 608ZZ lub D688/602C. Celem uniknięcia przestojów należy równocześnie wytworzyć stoisko pomiarowo-badawcze.

## 4 OGRANICZENIA DLA PROCESU PROJEKTOWEGO

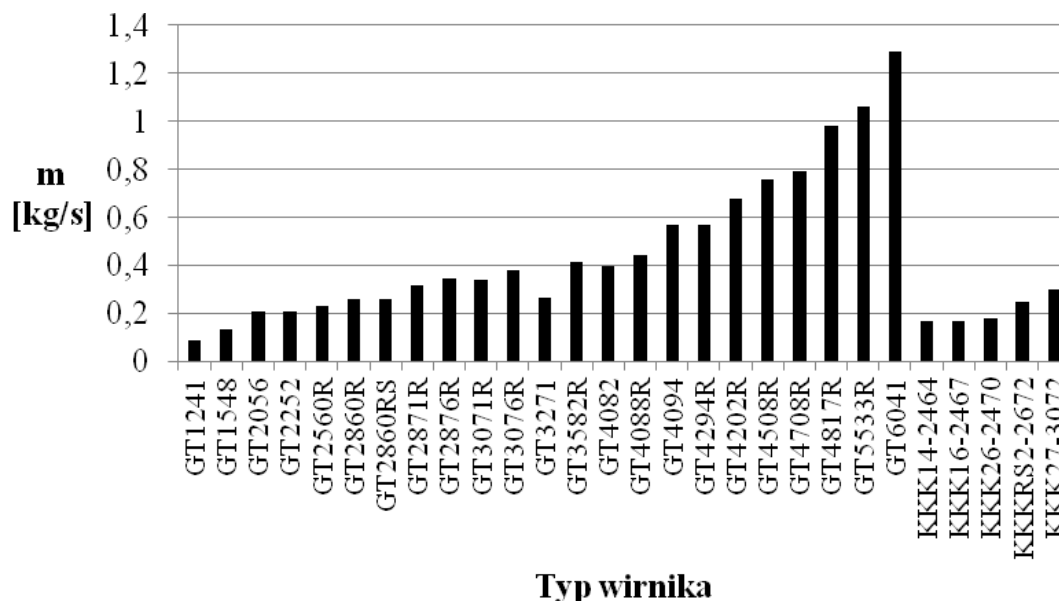
### 4.1 Sprężarki

W konstrukcji zespołu sprężarek pionierskich mikroturbinowych silników przepływowych (FD2,FD3-64) stosowano stopień odśrodkowy wirnika wykonany z żywicy i włókna węglowego. Ograniczeniem dla konstrukcji kompozytowej wirnika sprężarki jest maksymalna dopuszczalna prędkość obrotowa równa 80000 obr/min [10]. Wadą produkowanych jednostkowo wirników jest brak badań stoiskowych mających na celu uzyskanie charakterystyki stopnia sprężarki.

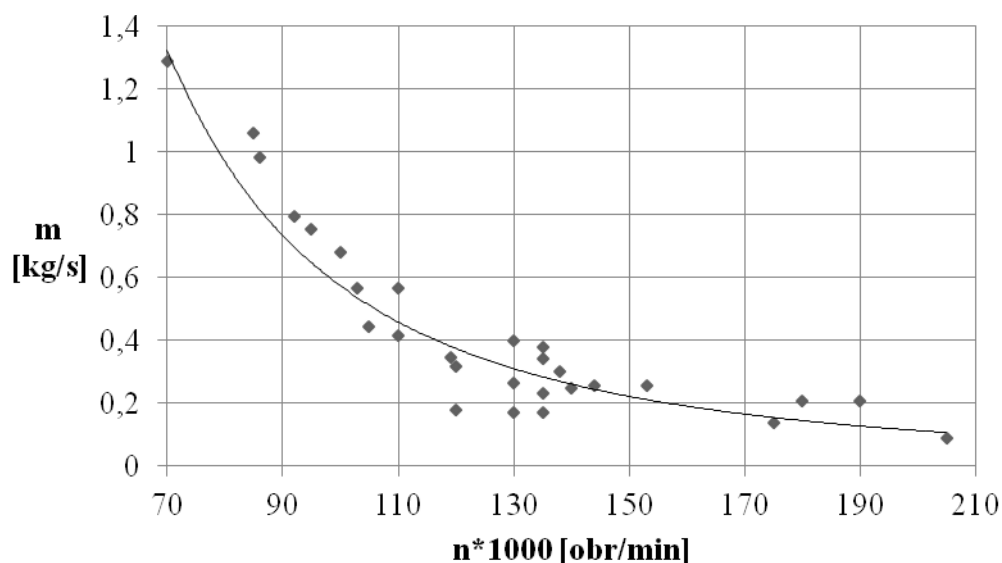


Rys. 2. Wirnik stopnia odśrodkowego sprężarki mikrosilnika a) produkcja jednostkowa - materiał włókno węglowe b) produkcja seryjna – część turbosprężarki silnika spalinowego.

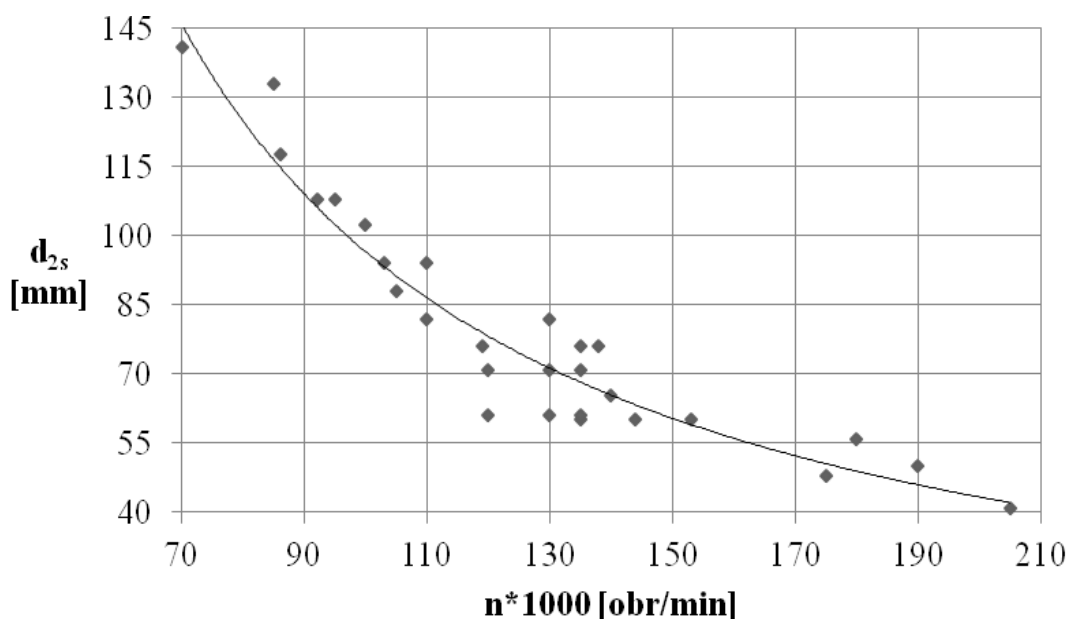
Konstrukcje kompozytowe zastąpiono gotowymi wirnikami odśrodkowymi sprężarek turbosprężarek samochodowych. Przykładowo w konstrukcji mikrosilników : KJ-66 zastosowano wirnik KKK 2038, TK-50 - wirnik KKK16/03 [12]. Aktualnie dostępne wirniki stopni odśrodkowych pozwalają na uzyskanie prędkości obrotowych rzędu 220000 obr/min. Zaletą komponentów motoryzacyjnych jest ich masowa produkcja oraz wysoka jakość wykonania. Przechodzą one kontrolę RTG następnie są wstępnie wyważane. Dodatkowym atutem są powszechnie dostępne charakterystyki sprężarek będące cennym źródłem informacji dla konstruktora . Wstępny dobór wirnika stopnia odśrodkowego sprężarki można przeprowadzić korzystając z typoszeregu wirników produkowanych przez firmy Garret oraz Borg-Warner.



Rys. 3. Typoszereg sprężarek firm Honeywell-Garret (seria GT) oraz Borg-Warner (seria KKK)



Rys. 4. Masowe natężenie przepływu przez stopień odśrodkowy sprężarki w funkcji prędkości obrotowej wirnika  $n$



Rys. 5. Średnica zewnętrzna stopnia odśrodkowego sprężarki  $d_{2s}$  w funkcji prędkości obrotowej wirnika  $n$

Na podstawie masowego natężenia przepływu powietrza przez wirnik sprężarki możliwe jest wstępne określenie dopuszczalnej prędkości obrotowej oraz doboru odpowiedniego wirnika znormalizowanego (rys.3,4). Istotnym wymiarem wpływającym na średnicę zewnętrzną mikrosilnika jest średnica zewnętrzna wirnika promieniowego  $d_{2s}$  (rys.5), która stanowi wymiar bazowy dla dyfuzora sprężarki. Należy się spodziewać że średnica zewnętrzna silnika wyniesie 1,4 -:- 1,6 średnicy  $d_{2s}$ , wynika to ze stosowania dyfuzorów promieniowych w konstrukcji sprężarki.

#### 4.2 Komory spalania

Komory spalania mikroturbinowych silników spalinowych opracowuje się na podstawie serii eksperymentów, ze względu na dużą wrażliwość procesu spalania na nieznaczne zmiany geometrii rury żarowej.

### 4.3 Turbiny

Pionierskie mikroturbinowe silniki przepływowe konstruowano z użyciem wirnika dedykowanego dla sprężarki wirnika turbiny promieniowej (komplet remontowy turbosprężarki samochodowej). Wadą rozwiązania z promieniową turbiną dośrodkową jest niska składowa obwodowa prędkość wylotowej spalin w porównaniu do rozwiązania osiowego [3]. Obecnie poza konstrukcjami amatorskimi nie stosuje się w budowie mikrosilników stopni promieniowych turbin. Ograniczeniem przy wytwarzaniu stopni osiowych turbin w technologii uproszczonej jest jakość odwzorowania geometrii wirnika. Poniżej przedstawiono wirniki turbin mikroturbinowych silników przepływowych wytworzone w technologii uproszczonej oraz analogicznie jak w komercyjnych silnikach turbinowych.

a)



b)



Rys. 6. Wirnik turbiny osiowej mikrosilnika : a) wykonany w technologii uproszczonej b) produkt komercyjny

Istotnym ograniczeniem dla mikroturbiny osiowej jest mała wysokość pióra łopatki roboczej wycząjowo poniżej 10 mm. Ograniczenie to w sposób bezpośredni eliminuje skręcenie pióra łopatki od podstawy do wierzchołka które nie przekracza  $15^\circ$  ze względu na gabaryty formy dla modelu woskowego.

### PODSUMOWANIE

Przedstawiony autorski schemat projektowania porusza istotną kwestię jaką jest projektowanie silników turbinowych w skali mikro. Niewątpliwą jego zaletą jest realizacja praktyczna która doprowadziła do powstania mikroturbinowego silnika odrzutowego *mSO-1*.

#### Streszczenie

*W pracy przedstawiono schemat projektowania mikroturbinowego silnika odrzutowego który powstał po przeanalizowaniu procesu projektowania prototypowego silnika mSO-1. Główną uwagę skupiono na sposobie realizacji pracy projektowej. Proces projektowania podzielono na trzy etapy : etap wstępny, etap obliczeń, etap wytwarzania i prób. Wskazano potencjalne zagrożenia jakie wynikają z niedostatecznych zasobów oraz braku fachowej wiedzy. Przeprowadzono dyskusję nad algorytmami projektowania dostępnymi w literaturze, wskazano zakres ich stosowalności oraz przedstawiono niedostatki którymi się charakteryzują. Wskazano wartości parametrów termogazodynamicznych charakteryzujące rozwiązania w skali mikro. W dalszej części przedstawiono specyficzne ograniczenia które dotyczą kluczowych zespołów mikrosilnika. Przedstawiono metodykę doboru wirnika turbosprężarki na potrzeby silnika klasy mikro. Wskazano eksperymentalny charakter prac nad komorą spalania. Przedstawiono ograniczenia wynikające z miniaturyzacji kanału przepływowego w zespole turbiny.*

## Design of microgas turbine engine

### Abstract

*The paper presents design scheme for microgasturbine jet engine which was created after analyzing design procedure for prototype engine mSO-1. The main attention is focused on how to complete the design work. The design process is divided into three stages: preliminary, computation stage, manufacture and testing. Potential risks arising from insufficient resources and lack of expertise was indicated. Designing algorithms available in the literature, their applicability and the shortcomings was characterized and discussed. Coefficient for themogasdynamic modeling at early stage of design was presented. Specific restrictions that apply to the main components of microgasturbine was presented. The methodology of selection for compressor turbocharger rotor that is suitable to microgasturbine. Specified experimental nature of the work of the microgasturbine combustion chamber was discussed. Shows the limitations of miniaturization of the flow channel in the band turbine.*

### BIBLIOGRAFIA

1. Batt G.. Jet Flight Triumph. Radio Control Modeler. September 1983, p.148-150.
2. Dzygadło Z. i inni. Zespoły wirnikowe silników turbinowych. WKŁ, Warszawa 1982.
3. Farokhi S.. Aircraft propulsion. Willey&Sons, 2008.
4. Kamps T.. Model jet engines. Traplet Publications, Worcestershire 2005.
5. Lipka J.. Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT, Warszawa 1969.
6. Mattingly J.. Aircraft Engine Design Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2002.
7. Orkisz M. Ocena ilości paliwa dostarczanego do turbinowego silnika odrzutowego podczas akceleracji. Biuletyn 1/485. WAT 1993.
8. Orkisz M. i in., Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2002
9. Orkisz M., Muszyński M., Modelowanie turbinowych silników odrzutowych, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1997
10. Schreckling K.. Gas turbine engines for model aircraft. Traplet Publications, Worcestershire 2003.
11. Schreckling K.. Home built model turbines. Traplet Publications, Worcestershire 2005.
12. Schreckling Kurt., The model turbo-prop engine for home construction. Traplet Publications, Worcestershire 2000
13. Sehra, Arun K. and Shin, Jaiwon. Revolutionary Propulsion Systems for 21st Century Aviation. NASA. Cleveland 2003.
14. Skubaczewski G. . Lotnicze silniki turbospalinowe. PWT, Warszawa 1953.
15. Скубачевский Г.С.,. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. Машиностроение, 1969.
16. Антонюк Л.М и В.С. , Марусенко В.С.. Теория газотурбинных двигателей. Машиностроение, 1988.
17. Грановская Л.М. Методика теплового расчета авиационных газотурбинных двигателей. МАИ, 1961.
18. Казанджан П.К., Теория реактивных двигателей . МО, 1955.
19. Нечаев Ю.Н. и Федоров Р.М.. Теория воздушно-реактивных двигателей. Машиностроение, 1978.