

헬리콥터용 터보샤프트엔진 2단 축류압축기 개량설계

김진한*, 김춘택*, 이대성*

Design of Two Stage Axial Compressor of a Turbo Shaft Engine for Helicopters

Jin-Han Kim*, Chun-Taek Kim*, and Dae-Sung Lee*

Key Words: Compressor, Helicopter, Design, Gas turbine engine

ABSTRACT

This paper introduces the part of efforts to develop a derivative type turbo-shaft engine from an existing baseline engine for multi-purpose helicopters targeting at 4000kg of take-off weight for 10-12 passengers. As a first step in meeting the development goal of increasing the output power to 840hp from 720hp with minimum modification, two stage axial compressor was redesigned to obtain the higher pressure ratio by removing the inlet guide vane and increasing the chord length. As a result, two stage axial compressors were designed to have the flow rate of 3.04 kg/s, the pressure ratio of 2.01 and the adiabatic efficiency of 85%. Its performance tests were carried out and verification of test results and redesign are under progress. Aerodynamic and structural analyses of the preliminary design are mainly described in this paper.

1. 서론

최근 헬리콥터는 국내의 지형적 환경으로 인하여 군용은 물론 민간용으로의 선호도가 증가하는 추세이며 경제성을 고려한 다목적 헬리콥터의 개발과 연구에 대한 높은 관심이 제기되고 있다. 본 연구는 이러한 기술적 요구에 대응하여 러시아 중앙항공엔진연구소와 공동 연구사업으로 수행되었으며 항공기용 터보축 엔진의 기술 추이와 개량방안을 분석함으로써 이륙중량 4,000kg 승객 수 10-12명급의 다목적 헬리콥터용 개량대상 기본엔진을 선택하였다(Fig. 1). 기본 개량 개념으로 2단 축류압축기를 개량함으로써 엔진의 성능을 개선하여 17%(844hp) 정도의 출력향상과 SFC의 저감을 목

표로 연구수행방향을 설정하였다⁽¹⁾.

최근의 압축기 설계 경향은 넓은 chord의 블레이드를 사용하여 세장비를 감소시키며 solidity를 증가하는 추세이다. 이러한 경향은 내구성의 증가

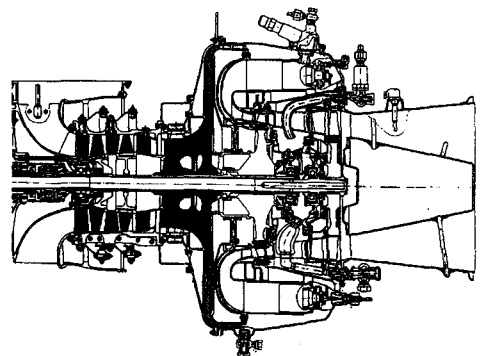


Fig. 1 개량대상 기본엔진

* 한국항공우주연구소 항공추진기관연구그룹

Table 1. 기본엔진과 목표 개량엔진의 사양비교

사양	기본엔진	목표 개량엔진
출력(hp)	720	844
SFC(Kg/hp-h)	0.253	0.244
보정유량(Kg/s)	2.78	3.04
압축기 총 압력비	8.5	9.8
축류압축기 압력비	1.8	2.1
압축기 효율	78.1%	79.0%

는 물론 단당 압력비를 높여 단수를 줄임으로써 엔진 부품수를 줄이고 공력적으로는 서지마진을 높이는데 기여한다^(2,3). 본 연구에서 축류압축기의 초기 개량 설계는 당초 개량대상엔진의 구성요소인 입구 정익과 2단 축류압축기로 구성된 것을 동일한 축길이 내에서 입구정익이 없는 2단 축류 압축기로 설계방향을 정하였다. 이에 따라 2단 축류 압축기는 유로 공력설계, 브레이드 형상설계, 공력 성능특성 해석, 정적구조설계, 동적구조설계의 설계과정을 거쳐 최적의 축류압축기 형상을 도출하였다. 본 논문에서는 초기 설계부분인 공력형상설계, 구조설계 부분을 기술하였으며 재설계 부분은 향후에 보고할 예정이다.

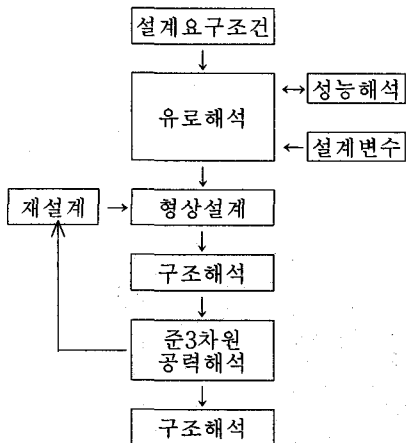


Fig. 2 축류압축기 설계흐름도

Table 2. 2단 축류 압축기 설계 요구사항

기본요구 조건	입구압력	101,325 Pa
	입구온도	288 K
	유량	3.04 Kg/s
	회전속도	41,500 rpm
	전압력비	2.1
	단열효율	0.84 이상
	입구유입각	90 deg.
기타제한 조건	2단 정익출구	원심 압축기 입구조건 만족(유입각62.2 deg.)
	압축기 입구형상	축방향으로 설계
	반경방향 전압력 분포	2% 이내의 불균일도
	압축기 입구부 tip/hub 반경	88 mm/45 mm
탈설계점 설계요구 조건	압축기 출구부 tip/hub 반경	76.5 mm/49 mm
	압축기 길이	118 mm 이하
	스톨유격(원심압축기 포함) 작동영역	12% 이상 60% - 105% rpm

2. 헬리콥터 엔진용 2단 축류압축기 개량설계 및 해석

2.1. 설계요구조건

기본엔진과 목표로 하는 개량엔진의 사양은 Table 1과 같으며, 목표하는 2단 축류 압축기의 설계요구조건은 Table 2와 같다. 설계의 제1단계로서 우선 단변수와 유로를 결정하기 위한 계산을 수행하였으며, 이러한 결과를 토대로 최적유로 설계와 최적 단변수 검토, 초기 압축기의 형상설계, 구조해석 등을 수행하였다. 수행된 압축기 설계흐름도는 Fig. 2와 같다.

2.2. 압축기 유로 최적설계

본 설계는 축류압축기 후류에 위치하는 원심압축기 입구유동을 고려하여 축류압축기의 유로가 압축기의 효율과 스톨마진을 극대화하며 단당손실을 최소화하는 방향으로 최적화 되도록 설계되어야 한다.

첫 단계로 단 부하 등의 최적한 설계변수를 찾기 위하여 1단에서의 flow turning이 미치는 영향을 해석하였다. 여러 flow turning 값을 가지고 1

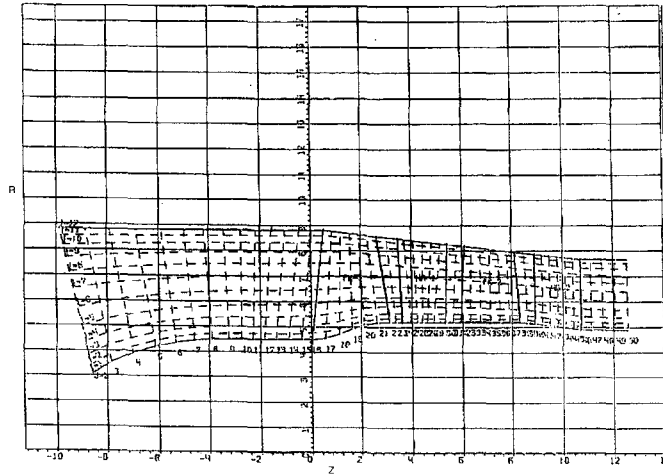


Fig. 3 축방향 입구 형상을 가진 압축기 최종 유로

차원/2차원 유동변수 및 성능해석을 수행한 결과 1단에서 정익출구 절대유동각($\alpha_{4(1)}$)이 78.6° 인 경우 diffusion factor가 단별로 균형을 이루어 결국 최대 효율이 도출됨을 알 수 있었다. $\alpha_{4(1)}$ 이 보다 작은 값의 경우 1단 정익이 저부하, 2단 정익이 과부하를 나타냈으며 큰 경우에는 이와 반대 현상이 나타났다. 또한 1단의 전압력비는 1.506으로 2단에서는 1.395로 선정하였으며 이는 단변수 선정시 성능특성해석 결과 서지마진이 높은 경우를 택한 값이다. 이 밖에도 압축기의 안정성을 높이기 위해 세장비(\bar{n})를 1단의 경우 1.05, 2단의 경우 1.0로 줄였다.

헬리콥터에의 장착을 위해서는 압축기 입구부가 반경 방향이어야 하나 시험 편의상 축방향 입구형상을 사용하는 것이 좋다. 따라서 입구형상에 대한 영향 분석을 위해 축대칭 2차원 해석을 수행한 결과, 입구형상에 가장 민감한 것은 1단 로터 유동각이었으나 tip과 hub에서 1° 정도의 변화만을 보였고 또한 유속도 1%내외로 영향이 미미함을 알 수 있었다. 결국 축방향 입구 형상으로 시험을 수행하여도 문제가 없을 것으로 판단되어 이후로는 축방향 입구의 형상으로 설계를 수행하였다.

유로 형상 설계과정 중 hub의 경우 2단 동익에서 과도한 곡률을 주었을 때 속도가 극심히 증가하여 2단 정익의 diffusion이 심화됨을 알 수 있었

고 이는 원심압축기 입구의 유동에 나쁜 영향을 주게되므로 유로의 형상은 이러한 점들을 고려하여 결정하였다. 유로설계후 사용된 1차원 성능해석 결과를 보면, 유로의 매끄러움과 무관하게 반경이 큰 경우에 효율이 증가하는 것으로 나타났고 이는 원심력에 의한 추가일에 기인하고 유로 형상과는 무관하기 때문이다. 따라서, 최종유로는 2차원 해석에 의해 단의 diffusion 값을 보고 판단하였다. 단조 감소의 외경을 갖는 최종유로의 경우 1단 정익과 2단 동익 출구 구간에서 일정한 hub의 직경을 가진다(Fig. 3). 이러한 유로 형상은 검토된 다른 유로에 비해 1단 동익의 diffusion을 증가시키고 2단 동익의 diffusion을 감소시켰다. 결국 1단 효율은 감소하고 2단 효율은 증가했으며 설계점에서 축류압축기 효율은 86.5%로 예측되었다. 설계점 무차원 회전수(\bar{n})가 0.93-0.95의 경우 88%로 최대이다(Fig. 4). 예측된 안정영역은 $\bar{n}=0.9$ 이상에서 충분한 스톨마진을 가지며 저속 영역에서는 블리이딩이 필요함을 알 수 있다. 블리이딩 schedule은 다음장에 기술되었다.

최종적으로 결정된 유로를 기준으로 1단 정익의 출구 유동각의 영향을 평가하기 위해 1단 정익의 절대 출구유동각($\alpha_{4(1)}$)이 70° (경우 a)와 88.6° (경우 b)를 수행하였다. 이에 대한 1차원 해석 결

과가 Table 3에 제시되었다. $\alpha_{4(1)}$ 의 증가는 효율의 감소를 초래함을 알 수 있다. 또한, 전술한 바와 같이 1단에서의 $\alpha_{4(1)}$ 의 감소는 2단 정의 허브에서 유동 특성이 좋지 않게 된다. 각단에서 압력의 작은 변화가 미치는 영향을 알아보기 위해 앞에서 도출된 최종유로의 경우를 가지고 $\alpha_{4(1)}$ 를 조금씩 바꾸어 가며 단별 압력의 증감을 주어 추가적 해석을 수행하였다. 해석결과 1단의 3% 압력 증가와 2단에서 3%의 압력감소는 효율 1%의 감소를 초래했다. 또한 반대의 경우도 효율이 감소하였다. 이는 $\alpha_4 = 78.6^\circ$ 경우가 최적값임을 반증하는 것이다.

2.3. 축류/원심 압축기 결합 특성 분석

압축기의 작동 안정성을 규명하기 위해서는 우선 축류 압축기의 작동성능 곡선을 이용하여 축류 압축기와 원심압축기의 혼합작동 영역을 찾는 것이 필요한데, 통상 이 작동선은 원심 압축기의 유량에 좌우된다. 결합 작동 특성을 분석하기 위하여 본 연구에서는 1차원 해석이 수행되었으며 전압력비가 2.1(축류)×4.89(원심)=10.27로 엔진요구 작동 영역에서의 압력비 9.8보다 5%가 높다. 일반적으로 설계 전압력비는 3~7% 높게 설정하는데 이는 스톨마진을 증가시키는 효과를 얻기 위함이다. 이 경우 최대 효율이 압력비 10.27에서 존재하게 되며 따라서 약간의 효율감소를 감수해야 한다. 공기 블리이딩이 없는 상태에서의 축류/원심 결합 작동 특성 해석 결과가 Fig. 5에 제시되었다. Table 4에 나타난 작동선상에서의 압축기 특성에서 보이는 바와 같이 $\bar{n} = 0.9 \sim 1.05$ 의 영역에서는 수용할 만하나 idle 조건인 $\bar{n} = 0.723$ 에서는 압축기 스톨마진이 전혀 없으며 이 작동영역은 축류압축기의 스톨 한계와 거의 일치한다.

이러한 저속에서의 서지마진이 좁은 경향은 원심압축기의 저속에서의 급작스런 유량감소 특성에 기인한다(Fig. 6 참조). Fig. 4, 5, 6을 분석해 보면 설계회전속도 이상의 영역에서는 축류압축기 안정 영역 경계에서의 유량이 원심압축기 안정영역 경계에서의 유량보다 커서 안정영역이 원심압축기에

Table 3. 최종유로의 경우 2단 정의 출구각 변화에 따른 영향

경우	$\alpha_{4(1)}$	1단의 단부하	2단의 단부하	단열 효율
a	70.0	0.286	0.287	0.866
최종유로	78.6	0.286	0.300	0.864
b	88.6	0.286	0.306	0.853

좌우됨을 알 수 있다. Fig. 6에 나타난 바와 같이 회전속도가 설계회전속도 이하의 영역($\bar{n} < 1.0$)에서는 원심압축기의 경우 작동선상의 효율이 떨어지며 스톨에 근접하므로 저속에서의 스톨마진을 증가시키기 위해서는 축류압축기 후방에서 공기 블리이딩이 요구되어 블리이딩 하는 경우 특성 해석을 수행하였다. Fig. 7은 공기 블리이딩이 있는 경우와 없는 경우를 비교한 것으로 축류압축기는 더 많은 양의 공기를 흡입하고 $\bar{n} = 0.723$ 에서 21%(공기 블리이딩 18.5%), $\bar{n} = 0.8$ 에서 24%(공기 블리이딩 11%)의 서지마진을 가짐을 알 수 있다.

3. 초기 압축기 변수에 따른 블레이드 공력 형상 설계

앞에서 도출된 초기 압축기 변수(Table 5)를 토대로 블레이드의 공력 형상 설계가 수행되었다. 이 과정에서는 공력해석과 블레이드 형상설계가 서로 맞물려 수행되며 블레이드 형상 설계는 유선을 따라 수행되었고 공력설계의 입력값으로는 기본설계 요구조건, 압축기 설계 경험치, 실험치, 앞에서 얻어진 1차원 해석결과가 사용되었고 이 결과 동익의 유동각과 정익의 유동각이 계산결과로 도출되었다.

Table 4. 작동 영역에서의 압축기 주요 특성

회전수(\bar{n})	1.05	1.0	0.95	0.90	0.80	0.723
압축비	10.45	9.87	8.9	7.55	5.4	
유량(kg/s)	3.17	3.05	2.85	2.55	1.99	~1.6
단열효율	0.757	0.793	0.805	0.798	0.785	
서지마진(%)	16	17	17	18	15	0

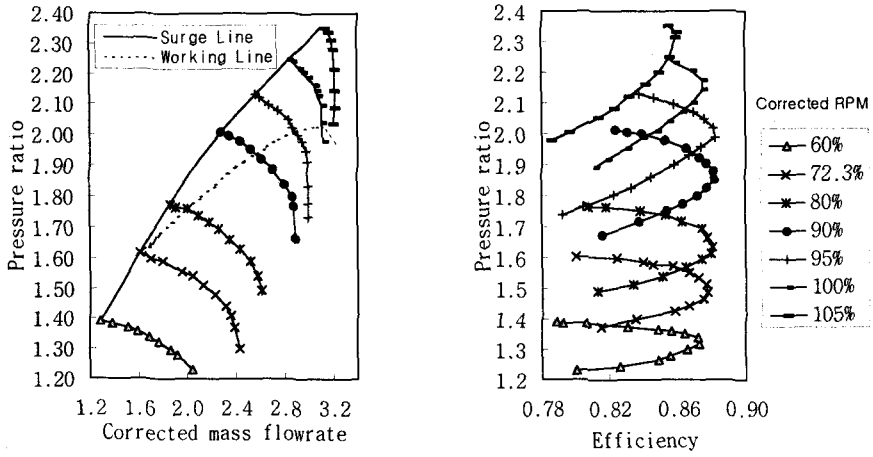


Fig. 4 최종 도출된 유로 및 단 변수에 대한 축류 압축기 성능곡선

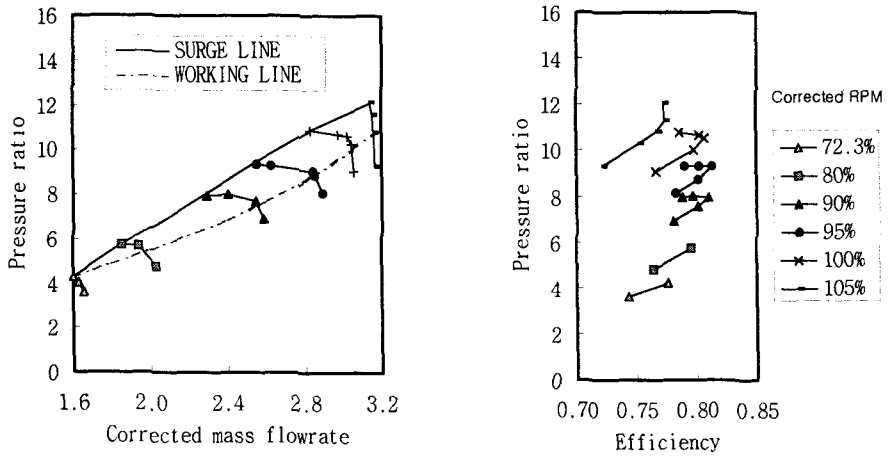


Fig. 5 축류/원심 압축기 성능곡선

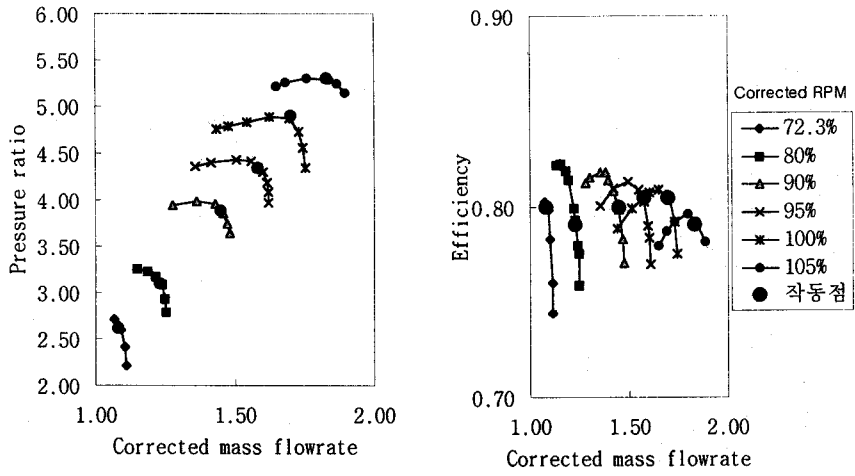


Fig. 6 축류/원심 압축기 결합시 원심 압축기의 성능곡선

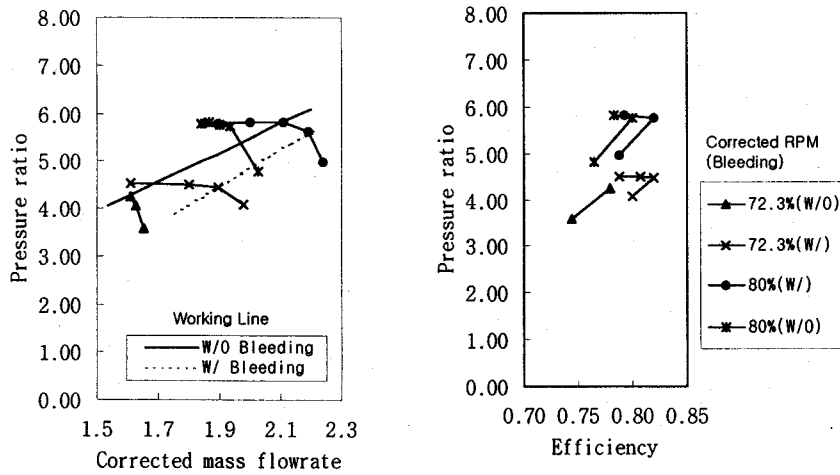


Fig. 7 축류압축기 후류에서 블리이딩시 축류/원심 압축기 성능곡선

Table 5. 최종유로의 경우 설계 주요 변수

변수	축류압축기	1st stage	2nd stage
동익 입구 직경(mm)	176	176	163.4
동익입구의 hub/tip ratio	0.511	0.511	0.591
정익 출구 직경(mm)	153	165	153
정익출구의 hub/tip ratio	0.557	0.591	0.557
회전수(rpm)	41500	41500	41500
로터 익단 속도(m/s)	382	382	332
압력비	2.10	1.506	1.394
유량(kg/s)	3.04	3.04	2.16
정익 입구 마하수	0.491	0.491	0.507
동익 익단의 상대 마하수	1.177	1.177	1.015
단열효율	0.850	0.863	0.851
단부하		0.285	0.308

블레이드 형상설계 과정에서는 1단 동익의 마하수(λ)가 1.177로 초음속임에 따라 biconvex 형상(대칭형)의 기본 블레이드를, 2단 동익은 천음속($\lambda \approx 1.015$)으로 VS-10 형상(대칭이며 leading edge가 둥근형)의 기본 블레이드를, 1, 2단 정익은 음속에 가까운 아음속으로 NACA-65 형상을 기본으로 채택하였다. Table 6에는 설계된 블레이드의 주요 값들이 제시되었다. Table에서 보이는 바와 같이 2단 tip에서의 최대 블레이드 두께(C_{max})는 0.98mm로 매우 작은 값이며 구조해석을 통한 변형의 가능성을 검토하여야 한다.

4. 블레이드 강도 해석

블레이드는 VT-8 티타늄합금으로 하였다. 본 압축기는 비교적 온도변화가 없어 온도에 따른 재료의 물성치 변화에 대한 영향은 고려하지 않았으며 강도해석시 공력부하는 공력해석 결과를 사용하였다. 강도설계/해석과정에서는 설정된 블레이드의 두께와 높이에 대해 정응력을 최소화하는 작업은 원주방향 좌표에 대해 블레이드 section 위치를 변경 설정하여 가능하였다. 또한, 블레이드의 static stress-strain 상태 점검을 통한 원주각, 선

Table 6. 주요 형상 설계 결과

변수		1단		2단	
동익	블레이드 갯수	17		23	
	세장비	1.055		0.988	
정익	블레이드 갯수	26		21	
	세장비	1.65		1.259	
		hub	tip	hub	tip
동익	코드길이(mm)	37.68	43.75	25.91	33.07
	Solidity	2.10	1.36	1.82	1.50
	블레이드 최대 두께(mm)	2.58	1.31	2.04	0.98
정익	코드길이(mm)	18.99	21.07	21.67	22.40
	Solidity	1.51	1.04	1.44	0.97
	블레이드 최대 두께(mm)	0.76	1.24	8.86	1.40

형 변위, 블레이드의 응력상태가 분석되었다. 이후 블레이드 동적 변수, 진동 모드, natural oscillation frequency의 수정작업이 수행되었다.

1단 로터의 튜닝을 위해 최대회전속도에서의 1차진동 모드의 2차와 3차 harmonic이 수정되었으며 이를 위해 블레이드 높이 방향을 따라 두께가 조정되었다. 2단 로터에서는 1차 진동모드의 3차와 4차 harmonic을 수정하였다. 이밖에도 두 블레이드 단의 전후방에 위치한 정익의 공명영향을 규명하고 이를 작동영역 밖으로 위치하도록 하였다. 정익은 진동 excitation에 영향이 있는 초기 3 harmonic만 보정되었다. Fig. 8은 초기설계를 통해 나타난 1단 동익의 동적특성이며 지금까지의 결과 중 재설계가 요구되는 부분은 idle 조건에서 1차 진동모드의 resonance를 없애기 위해 1단 rotor의 1차 oscillation frequency를 감소시켜야 할 것으로 판단되었다.

5. 결론

본 연구는 향후 소요될 다목적 헬기용 엔진의 개량 기술의 국내구축을 목적으로 기존엔진의 2단 축류 압축기를 개량하여 목표하는 성능의 엔진을 도출하는데 있어 초기설계과정이 소개되었다.

수행내용을 보면 압축기 단변수 설정, 압축기 유로의 최적화, 압축기 성능특성 해석, 원심압축기와 매칭해석, 압축기 형상설계 등이다. 도출된 압

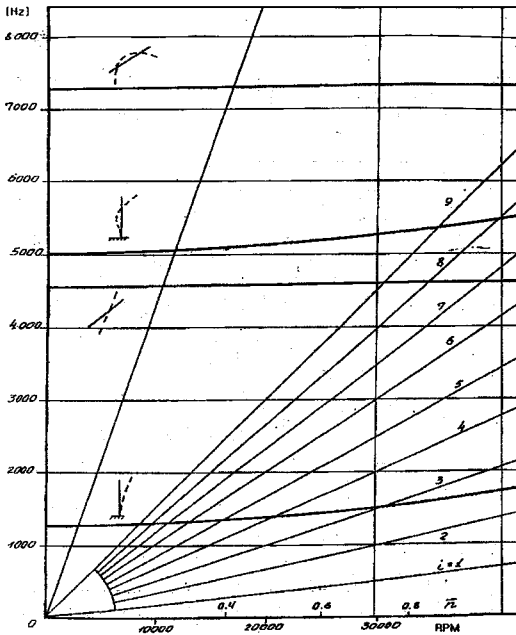


Fig. 8 1단 동익의 Campbell diagram

축기는 설계점에서 85.3%의 효율을 가질 것으로 예상되며 idle 영역($\bar{n} = 0.723$)에서 stall 마진이 부족하여 2단으로부터의 블리이딩이 필요하였다. 또한, 도출된 기본형상을 근거로 압축기 강도해석을 수행하였다. 향후 재설계시 구조적으로 수정될 부분은 1단 로터의 아이들 영역에서의 공명을 없애는 것이며 또한, 탄성변형을 고려한 재설계가 필요하다. 공력적으로는 준 3차원 유동해석으로 보다 상세한 유동분포를 가지고 블레이드의 세밀한 수정작업이 필요하다.

본 연구는 국내에서 구축되어야 할 엔진 개량관련 기반기술을 소개함은 물론 상세한 축류 압축기 설계과정을 기술하였다. 본 연구는 기존의 정해진 축방향 길이내에서 입구 정익을 없애고 최근의 낮은 압축기 세장비와 solidity 값을 적용하여 2단 축류 압축기를 설계하여 엔진의 성능을 높이고 SFC 절감을 가져온데 그 특징이 있다.

후기(ACKNOWLEDGEMENTS)

본 연구는 과학기술부 주관 한러 국제공동연구 사업으로 수행되었으며 이에 감사를 표한다.

참고문헌(REFERENCES)

- (1) 이대성의 8인, 1996, "헬리콥터용 소형 터보사프트 엔진 기술개발(I)", 과학기술처 UCN94110.
- (2) N. A. Cumpsty, 1989, "Compressor Aerodynamics", Longman.
- (3) Wisler D. C. 1998 "Advanced Compressor and Fan Systems", G. E. Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, USA.
- (4) H. Cohen et. al, 1972, "Gas Turbine Theory", Longman.
- (5) B. Lakshminarayana, 1996, "Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery", John Wiley & Sons, Inc.
- (6) J. H. Horlock, 1973, "Axial Flow Compressors", Robert E. Krieger Publishing Company.
- (7) 홍용식, 1992, "가스터빈 엔진", 청문각.
- (8) 박기철, 김승우, 김재철, , 1995"가스터빈 엔진용 고효율 축류압축기 공력설계 및 시험평가", 한국항공우주학회지 제23권 제5호, pp161~170.
- (9) 박기철, 김승우, 임진식, 1997, "다단 축류압축기의 설계확정을 위한 정체화와 최적화", 한국항공우주학회지 제25권 제4호, pp153~161.
- (10) NASA SP-36, 1965, "Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors".
- (11) 이대성의 8인, 1997, "헬리콥터용 소형 터보사프트 엔진 기술개발", 과학기술처 UCN96090.