

## 헬리콥터용 터보샤프트엔진 2단 축류압축기 개량설계

김진한\* · 김춘택\* · 이대성\*

### Modification of a Two Stage Axial Compressor of a Turboshaft Engine for Helicopters

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

Key Words: Compressor(압축기), Helicopter(헬리콥터), Design(설계), Gas Turbine Engine(가스터빈 엔진)

#### ABSTRACT

This paper introduces the part of efforts to develop a derivative type turboshaft engine from an existing baseline engine for multi-purpose helicopters aiming at 4000 kg of take-off weight for 10-12 passengers. As a first step in meeting the development goal of increasing the output power from 720 hp to 840hp with minimum modification, a 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, a two stage axial compressor was designed to facilitate a flow rate of 3.04 kg/s, a pressure ratio of 2.01 and an 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. 서 론

최근 헬리콥터는 국내의 지형적 환경으로 인하여 군용은 물론 민간용으로의 선호도가 증가하는 추세이며 경제성을 고려한 다목적 헬리콥터의 개발과 연구에 대한 높은 관심이 제기되고 있다. 이러한 기술적 요구에 대응하여 한국항공우주연구소와 러시아 중앙항공 엔진 연구소가 과학기술부 주관하에 한·러 국제공동 연구 사업으로 다목적 헬리콥터용 엔진개발 기술구축을 위한 연구를 수행중이다. 본 논문에는 당 연구사업의 일부를 소개하였다.

개발방안의 설정을 위해 항공기용 터보축 엔진의 기술추이와 개량방안을 분석하였고 이에 따라 이륙중량 4,000 kg 승객 수 10~12명급의 다목적 헬리콥터용 개

량대상 기본엔진을 선택하였다(Fig. 1). 기본 개량 개념으로 2단 축류 압축기를 개량함으로써 엔진의 성능을

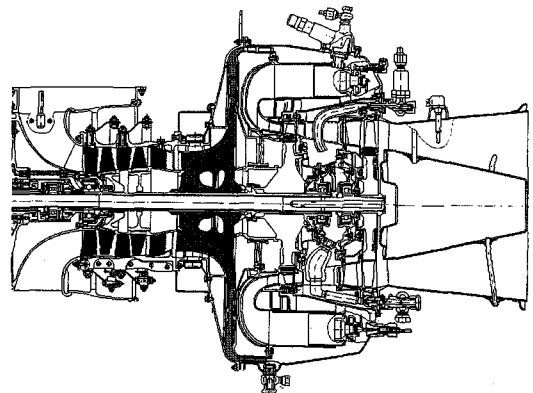


Fig. 1 Base Engine for Modification

\* 한국항공우주연구소 항공추진기관연구그룹

개선하여 17% (844 hp) 정도의 출력향상과 SFC(Specific Fuel Consumption)의 저감을 목표로 연구행방향을 설정하였다<sup>(1)</sup>.

가스터빈의 출력이후 엔진부품으로서의 축류압축기 설계와 관련한 많은 문헌들이 출간되었으며<sup>(2-6)</sup> 최근 국내에도 축류압축기 개발과 관련한 연구가 진행되고 있다<sup>(7-9)</sup>. 최근의 압축기 설계 경향은 넓은 익현(wide chord)의 블레이드를 사용하여 중횡비(aspect ratio)를 감소시키며 현절비(solidity=chord length/blade spacing)를 증가하는 추세이다. 이러한 경향은 내구성의 증가는 물론 단당 압력비를 높여 단수를 줄임으로써 엔진 부품수를 줄이고 공력적으로는 서지마진을 높이는데 기여한다.<sup>(10,11)</sup> 본 연구에서는 이와 동일한 설계개념을 바탕으로 개량대상 엔진의 입구정익과 2단 축류 압축기를 동일한 축길이 내에서 입구정익을 제거하고 2단 축류 압축기의 세장비가 감소하도록 설계방안을 설정하였다. 이에 따라 유로 공력설계, 블레이드 형상설계, 공력성능특성 해석, 정적구조설계, 동적구조설계 및 최적화 설계과정을 거쳐 새로운 2단 축류 압축기 형상이 도출되었다. 본 논문에서는 초기 설계부분인 공력형상설계, 구조설계 부분을 기술하였으며 재설계 부분은 향후에 보고할 예정이다.

## 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 제 1단계로서 우선 단 변수와 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 후방에 위치하는 원심압축기 입구유동을 고려하여 축류압축기의 유로가 압축기의 효율과 스톨마진을 극대화하며 단당 손실을 최소화하는 방향으로 최적화 되도록 설계되어야 한다.

Table 1 Specifications of Base Engine and Modified Engine

Specifications	Base Engine	Modified Engine
Power(hp)	720	844
SFC(Kg/hp-h)	0.253	0.244
Corrected Mass Flowrate(kg/s)	2.78	3.04
Compressor Overall Pressure Ratio	8.5	9.8
Axial Compressor Pressure Ratio	1.8	2.1
Compressor Efficiency	78.1 %	79.0 %

Table 2 Design Requirements of a Two Stage Axial Compressor

Basic Requirements	Inlet Pressure	101,325 Pa
	Inlet Temperature	288 K
	Flowrate	3.04 kg/s
	Rotational Speed	41,500 rpm
	Total Pressure Ratio	2.1
	Adiabatic Efficiency	Over 0.84
	Inlet Flow Angle	90 deg.
	Radial Compressor Inlet Angle	62.2 deg.
Miscellaneous Limits	Inlet Shape	Design Axial Direction
	Radial Distribution of Total Pressure	Uniformity within 2 %
	Compressor Inlet Tip/Hub Radius	88 mm/45 mm
	Compressor Exit Tip/Hub Radius	76.5 mm/49 mm
Off-Design Requirements	Compressor Length	Below 118 mm
	Stall Margin(Including Radial Compressor)	More than 12 %
	Operating Range	60 % - 105 % rpm

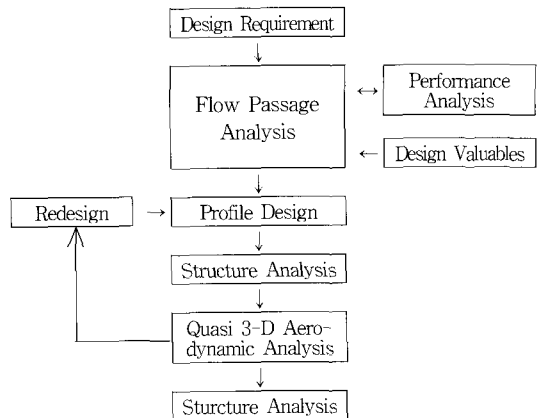


Fig. 2 Flowchart of Performed Axial Compressor Design

우선 단별 부하를 결정하기 위하여 1차원/2차원 해석 프로그램이 사용되었으며 유동선회(flow turning), 확산계수(diffusion factor), 단부하(stage loading), 예측효율이 그 결정의 지표가 되었다. 사용된 1차원 해석 소프트웨어는 평균선 해석(mean line analysis) 프로그램으로 실험값을 근거로 한 경험식을 포함하고 있다. 2차원 해석 소프트웨어는 비점성 모델을 사용하며 유로 형상(혹은 유로 곡률)에 따른 영향을 알 수 있어 단별 부하 결정시 1차원 해석 소프트웨어와 함께 사용된다.

첫 단계로 단 부하 등의 최적 설계변수를 찾기 위하여 1단에서의 유동선회(flow turning)가 미치는 영향을 해석하였다. 여러 유동선회값을 가지고 1차원/2차원 유동변수 및 성능해석을 수행한 결과 1단에서 정익출구 절대유동각( $\alpha_{4(1)}$ )이  $78.6^\circ$  인 경우(본 논문에서 정의되는 유동각은 축방향 유동의 경우를  $90^\circ$ 로 한다.) 확산계수가 단별로 균형을 이루어 결국 최대 효율이 도출됨을 알 수 있었다.  $\alpha_{4(1)}$ 가 이보다 작은 값의 경우 1단 정익이 저부하, 2단 정익이 고부하를 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 중형비를 1단의 경우 1.05, 2단의 경우 1.0로 줄였다.

헬리콥터에 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 입구유동각이었으나 익단

과 허브에서  $1^\circ$  정도의 변화만을 보였고 또한 유속도 1% 내외로 영향이 미미함을 알 수 있었다. 그러나, 이는 비점성에 의한 영향, 즉 유로면의 형상에 의한 영향만을 고려한 것으로 3차원 점성유동 해석을 통해 향후 검증될 것이다. 본 연구는 엔진개발의 초기단계로서 변경된 유량에 대한 입구부(헬기의 경우 IPS (Inlet Particle Separator) 포함)의 압력분포/속도분포와 관련한 실험값이 없이 입구부의 영향을 고려하여 설계하는 것은 현실적으로 어려움이 있어 시험 편의상 축방향 입구형상을 채택하였다.

유로 형상 설계과정 중 허브의 경우 2단 동익에서 과도한 곡률을 주었을 때 속도가 급격히 증가하여 2단 정익의 확산(diffusion)이 심화됨을 알 수 있었고 이는 원심압축기 입구의 유동에 나쁜 영향을 주게되므로 유로의 형상은 이러한 점들을 고려하여 결정하였다. 유로설계후 사용된 1차원 성능해석결과를 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 확산값을 보고 판단하였다. 외경이 선형적으로 감소하는 최종유로의 경우 1단 정익과 2단 동익 출구 구간에서 일정한 허브의 직경을 가진다(Fig. 3). 이러한 유로 형상은 검토된 다른 유로에 비해 1단 동익의 확산을 증가시키고 2단 동익의 확산을 감소시켰다. 결국 1단 효율은 감소하고 2단 효율은 증가했으며 설계점에서 축류압축기 효율은 86.5%로 예측되었다. 설계점 무차원 회전수( $\bar{n}$ =운용점의 보정회전수/설계점의 보정회전수)가 0.93~0.95의 경우 88%로 최대이다(Fig. 4). 예측된 안정영역은  $\bar{n}=0.9$

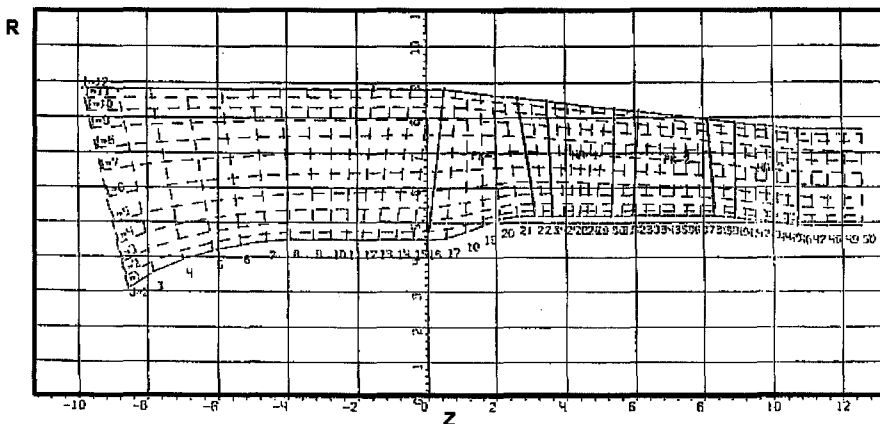


Fig. 3 Final Flow Passage with Axial Inlet Configuration

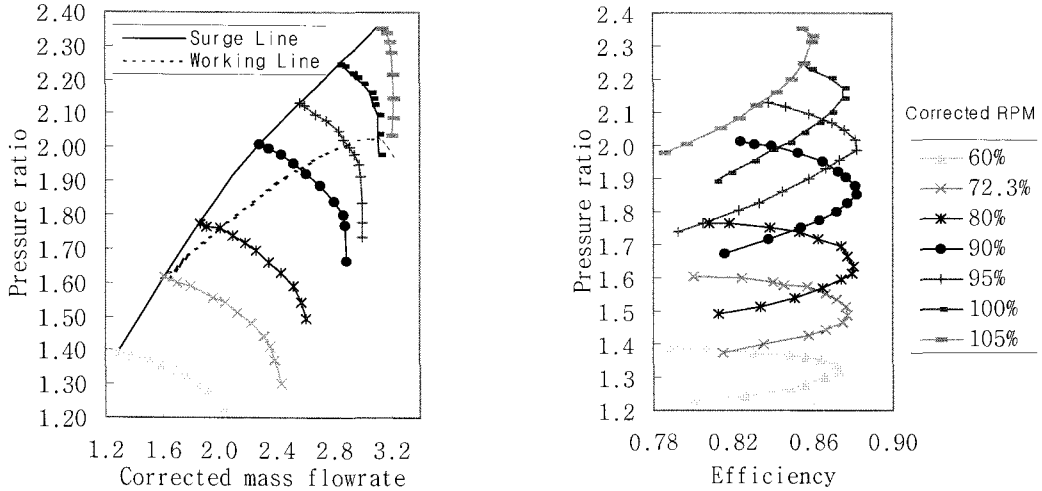


Fig. 4 Performance Characteristics of the Axial Compressor according to the Final Variables

이상에서 충분한 스톨마진을 가지며 저속 영역에서는 블리이딩이 필요함을 알 수 있다. 블리이딩 schedule은 다음 장에 기술되었다.

최종적으로 결정된 유로를 기준으로 1단 정익의 출구 유동각의 영향을 평가하기 위해 1단 정익의 절대 출구유동각( $\alpha_{4(1)}$ )이  $70^\circ$  (경우 a)와  $88.6^\circ$  (경우 b)를 수행하였다. 이에 대한 1차원 해석 결과가 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 정익 허브에서 유동 특성이 좋지 않게 된다. 각 단에서 압력의 작은 변화가 미치는 영향을 알아보기 위해 앞에서 도출된 최종 유로의 경우를 가지고  $\alpha_{4(1)}$ 를 조금씩 바꾸어 가며 단별 압력의 증감을 주어 추가적 해석을 수행하였다. 해석결과 1단의 3% 압력증가와 2단에서 3%의 압력감소는 효율 1%의 감소를 초래했다. 또한 반대의 경우도 효율이 감소하였다. 이는  $\alpha_4 = 78.6^\circ$  경우가 최적값임을 반증하는 것이다.

Table 3 Effects of 1st Stage Stator Exit Angle on the Final Flow Passage

Case	$\alpha_{4(1)}$	1st Stage Loading	2nd stage Loading	Adiabatic Efficiency
a	70.0	0.286	0.287	0.866
Final Flow Passage	78.6	0.286	0.300	0.864
b	88.6	0.286	0.306	0.853

### 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 전 압력비가 2.1(축류) $\times$ 4.89(원심)=10.27로 엔진요구 작동영역에서의 압력비 9.8보다 5%가 높다. 일반적으로 설계 전 압력비는 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 작동특성 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 작동 영역은 축류압축기의 스톨 한계와 거의 일치한다.

Table 4 Major Characteristics of the Compressor

RPM( $\bar{n}$ )	1.05	1.0	0.95	0.90	0.80	0.723
Pressure Ratio	10.45	9.87	8.9	7.55	5.4	
Flowrate (kg/s)	3.17	3.05	2.85	2.55	1.99	~1.6
Adiabatic Efficiency	0.757	0.793	0.805	0.798	0.785	
Surge Margin(%)	16	17	17	18	15	0

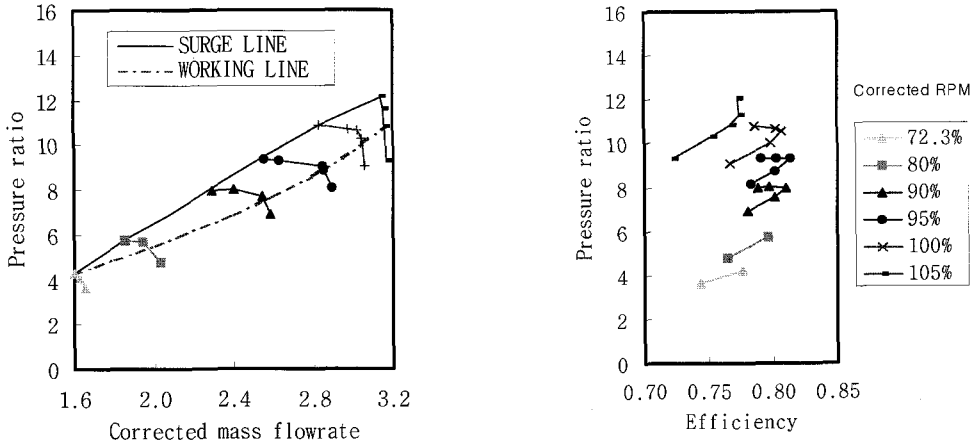


Fig. 5 Performance Characteristics of the Axial/Radial Compressor

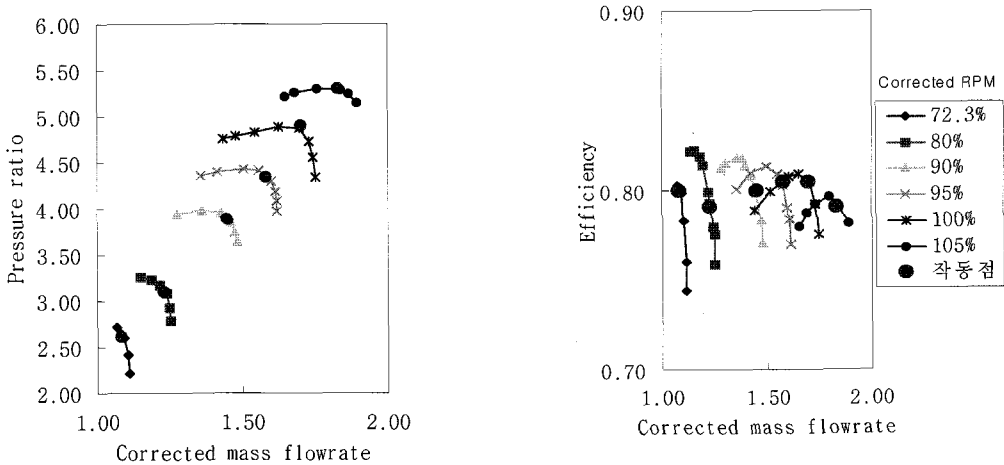


Fig. 6 Performance Characteristics of Radial Compressor when joined with an Axial Compressor

이러한 저속에서의 서지마진이 좁은 경향은 원심 압축기의 저속에서의 급작스런 유량감소 특성에 기인한다. Fig. 6은 원심압축기의 실험값으로 저속에서 서지마진이 급격히 감소하는 이유는 원심압축기 측면에서 볼 때 탈설계점에서 임펠러와 디퓨저 혹은 후류에서의 손실이 증가하기 때문이며 이는 압력비가 높은 압축기에서 통상적으로 나타나는 현상이다. 또한 전체 압축기 측면에서 보면 저속에서의 유량을 원심압축기가 수용할 만큼 축류압축기에서 충분한 압력 상승이 되지 않기 때문이다. Figs. 4~6을 분석해 보면 설계회전속도 이상의 영역에서는 축류압축기 안정영역 경계에서의 유량보다 원심압축기 안정영역 경계

에서의 유량이 크므로 안정영역이 원심압축기에 좌우됨을 알 수 있다. Fig. 6에 나타난 바와 같이 회전속도가 설계 회전속도 이하의 영역( $\bar{n} < 1.0$ )에서는 원심압축기의 경우 작동선상의 효율이 떨어지며 스톨에 근접하므로 저속에서의 스톨마진을 증가시키기 위해서는 축류압축기 후방에서 공기 블리이딩이 요구되어 블리이딩하는 경우의 특성해석을 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.

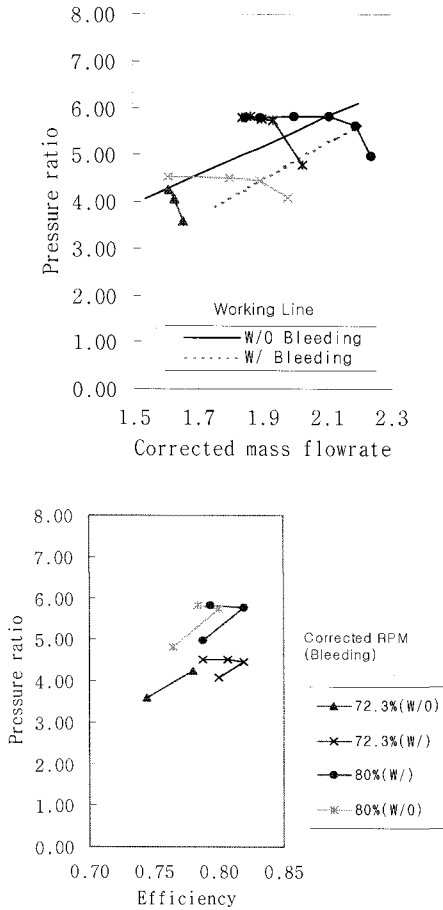


Fig. 7 Performance Characteristics of Axial/Radial Compressor with an Air Bleeding after Axial Compressor

### 3. 초기 압축기 변수에 따른 블레이드 공력형상 설계

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

블레이드 형상설계 과정에서는 1단 동익의 상대마하수( $\lambda$ )가 1.177로 초음속에 따라 양면이 볼록한(biconvex) 형상(대칭형)의 기본 블레이드를, 2단 동익은 천음속( $\lambda \approx 1.015$ )으로 VS-10 형상(대칭이며 전연

(leading edge)이 둥근형)의 기본 블레이드를, 1, 2단 정익은 음속에 가까운 아음속으로 NACA-65 형상을 기본으로 채택하였다. Table 6에는 설계된 블레이드의 주요 값들이 제시되었다. 2단 동익 tip에서의 최대 블레이드 두께(Cmax)는 0.98 mm로 매우 작은 값이며 구조해석을 통한 변형의 가능성을 검토하여야 한다.

Table 5 Major Design Variables

Variables	Two Stage	1st Stage	2nd Stage
Rotor Inlet Diameter(mm)	176	176	163.4
Rotor Inlet Hub/Tip ratio	0.511	0.511	0.591
Stator Exit Diameter(mm)	153	165	153
Stator Exit Hub/Tip ratio	0.557	0.591	0.557
RPM(rpm)	41500	41500	41500
Rotor Tip Speed(m/s)	382	382	332
Pressure Ratio	2.10	1.506	1.394
Corrected Flowrate(kg/s)	3.04	3.04	2.16
Stator Inlet Mach Number	0.491	0.491	0.507
Rotor Tip Relative Mach Number	1.177	1.177	1.015
Adiabatic Efficiency	0.850	0.863	0.851
Stage Loading*		0.285	0.308

\*=Adiabatic Work/Circumferential Velocity<sup>2</sup>

Table 6 Design Results of Major Variables

Variables		1st Stage		2nd Stage	
Rotor	Number of Blades	17		23	
	Aspect Ratio	1.055		0.988	
Stator	Number of Blades	26		21	
	Aspect Ratio	1.65		1.259	
		Hub	Tip	Hub	Tip
Rotor	Chord Length(mm)	37.68	43.75	25.91	33.07
	Solidity	2.10	1.36	1.82	1.50
	Blade Maximum Thickness(mm)	2.58	1.31	2.04	0.98
Stator	Chord Length(mm)	18.99	21.07	21.67	22.40
	Solidity	1.51	1.04	1.44	0.97
	Blade Maximum Thickness(mm)	0.76	1.24	8.86	1.40

본 연구에서는 축류압축기의 단당 압력비를 늘리기 위하여 IGV를 제거하고 익현을 늘렸으며 블레이딩은 아이들에서만 필요하다. 이러한 설계는 본 연구의 내용이 개발기간 및 비용의 절감을 위해 기존 엔진의 출력증강의 방안으로 축류 압축기의 압력을 상승시키는 방법이 채택된 것에 기인한다.

#### 4. 블레이드 강도 해석

본 연구에서는 셸 이론(shell theory)<sup>(12)</sup>에 근거하여 구조해석이 수행되었다.

블레이드는 VT-8 터타늄합금으로 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 단면(section) 위치를 변경 설정하여 가능하였다. 또한, 블레이드의 정적 응력-변형률(static stress-strain) 상태 점검을 통한 원주각, 선형 변위, 블레이드의 응력상태가 분석되었다. 이후 블레이드 동적 변수,

진동 모드, 고유진동수의 수정작업이 수행되었다.

1단 로터의 튜닝을 위해 최대회전속도에서의 1차진동 모드의 2차와 3차 조화(harmonic)가 수정되었으며 이를 위해 블레이드 높이 방향을 따라 두께가 조정되었다. 2단 로터에서는 1차 진동모드의 3차와 4차 조화(harmonic)를 수정하였다. 이 밖에도 두 블레이드 단의 전후방에 위치한 정익의 공명영향을 규명하고 이를 작동영역 밖으로 위치하도록 하였다. 정익은 진동 excitation에 영향이 있는 초기 3 조화(harmonic)만 보정되었다. Fig. 8은 초기설계를 통해 나타난 1단 동익의 동적특성이며 지금까지의 결과중 재설계가 요구되는 부분은 아이들 조건에서 1차 진동모드의 공진을 없애기 위해 1단 로터의 1차 진동주파수를 감소시켜야 할 것으로 판단되었다.

#### 5. 결 론

본 연구는 향후 소요될 다목적 헬리콥터용 엔진의 개량 기술의 국내구축을 목적으로 기존 엔진의 2단 축류 압축기를 개량하여 목표하는 성능의 엔진을 도출하는데 있으며 본 논문에서는 초기설계과정이 소개되었다.

수행내용을 보면 압축기 단변수 설정, 압축기 유로의 최적화, 압축기 성능특성 해석, 원심압축기과의 매칭해석, 압축기 형상설계 등이다. 도출된 압축기는 설계점에서 85.3%의 효율을 가질 것으로 예상되며 아이들 영역( $\bar{n} = 0.723$ )에서 스톨마진이 부족하여 2단으로부터의 블레이딩이 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 총형비와 현실비(solidity) 값을 적용하여 2단 축류 압축기를 설계하여 엔진의 성능을 높이고 비연료소모율(SFC)이 감소하도록 설계하였다.

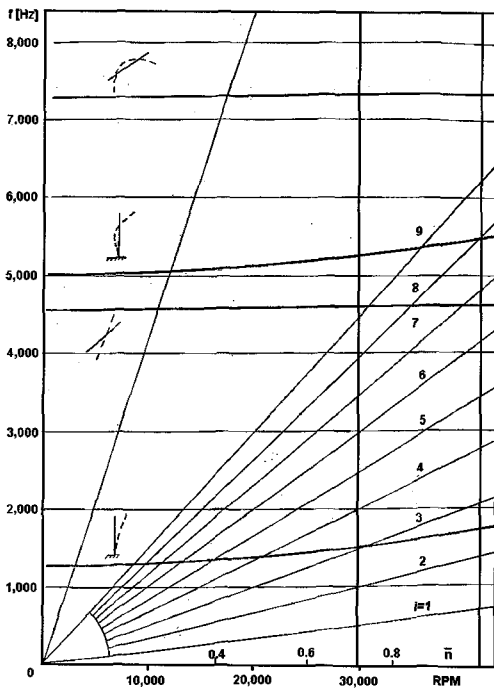


Fig. 8 Campbell Diagram of the 1st Stage Rotor

## 후 기

본 연구는 과학기술부 주관 한·러 국제공동연구 사업으로 수행되었으며 이에 감사를 표한다.

## 참고문헌

- (1) 이대성의 8인, 1996, 헬리콥터용 소형 터보샤프트 엔진 기술개발(I), 과학기술처 UCN94110.
- (2) Cohen H., Rogers G. F. C. and Saravanamuttoo H. I. H., 1972, Gas Turbine Theory, Longman.
- (3) Lakshminarayana B., 1996, Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, John Wiley & Sons, Inc.
- (4) Horlock J. H., 1973, Axial Flow Compressors, Robert E. Krieger Publishing Company.
- (5) 홍용식, 1992, 가스터어빈 엔진, 청문각.
- (6) NASA, 1965, Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors.
- (7) 박기철, 김승우, 김재철, 1995, “가스터어빈 엔진용 고효율 축류압축기 공력설계 및 시험평가”, 한국항공우주학회지 제23권 제5호, pp. 161~170.
- (8) 박기철, 김승우, 임진식, 1997, “다단 축류압축기의 설계확정을 위한 정제화와 최적화”, 한국항공우주학회지 제25권 제4호, pp. 153~161.
- (9) 이대성의 8인, 1997, 헬리콥터용 소형 터보샤프트 엔진 기술개발, 과학기술처 UCN96090.
- (10) Cumpsty N. A., 1989, Compressor Aerodynamics, Longman.
- (11) Wisler D. C. 1998 Advanced Compressor and Fan Systems, G. E. Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, USA.
- (12) Goldenveyzer A. L., 1976, Theory of Elastic Thin Shell, Moscow, Nauka.