

LNG 플랜트용 프로판 냉매 원심압축기의 공력설계 및 전산해석적 연구[§]

박주훈* · 이원석* · 신유환**† · 김광호** · 이윤표** · 정진택*

* 고려대학교 기계공학과, ** 한국과학기술연구원 에너지메카닉스센터

Aerodynamic Design and Numerical Study of a Propane-Refrigerant Centrifugal Compressor for LNG Plant

Joo Hoon Park*, Won Suk Lee*, You Hwan Shin**†, Kwang Ho Kim**, Yoon Pyo Lee** and Jin Taek Chung*

* Dept. of Mechanical Engineering, Korea Univ.,

** Energy Mechanics Center, Korea Institute of Science and Technology

(Received December 13, 2010 ; Revised May 18, 2011 ; Accepted May 20, 2011)

Key Words: Aerodynamic Design(공력설계), Centrifugal Compressor(원심압축기), Tip Clearance(익단 간극), CFD(전산유체역학), Propane Refrigerant(프로판 냉매), LNG Plant(LNG 플랜트)

초록: 본 연구에서는 4단으로 구성된 LNG 플랜트용 프로판 냉매 원심 압축기 각 단의 설계점에 대해 상용 코드를 이용하여 공력설계를 하였다. 1차원 공력 설계 결과와 3차원 유로 형상의 타당성은 유동해석을 통해 확인하였다. 특히 입구전압이 높고 회전수가 큰 4단 압축기 임펠러의 유로와 베인리스 디퓨저 내부 유동에 대한 속도장, 압력장 및 엔트로피 등의 유동특성에 대해 고찰하였고, 아울러 익단 간극이 유동장에 미치는 영향에 대해서도 알아보았다. 본 연구 결과는 프로판 냉매 압축기의 시스템 제작에 활용될 것이며 추후 실제 실험결과와 비교하고자 한다. 향후 설계된 프로판 냉매압축기에 대한 LNG 플랜트에서의 실증시험을 통해 구체적인 설계결과에 대한 평가 및 설계 개선이 이루어지리라 생각한다.

Abstract: We design a four-stage propane-refrigerant centrifugal compressor for an LNG plant. Using a commercial code, we aerodynamically designed the compressor at each design point of the corresponding stages. We estimated the one-dimensional aerodynamic design output and the three-dimensional shape of the impeller flow passage via three-dimensional flow analysis. In particular, we discuss in detail the flow characteristics of the impeller and the vaneless diffuser passages of the fourth-stage compressor in terms of the velocity fields, the pressure, and the entropy distributions of the flow passages. We include the flow effects of the tip clearance flow, because at this stage the rotating speed and total inlet pressure are higher than those at the other compressor stages are. We carried out performance tests of the designed compressor stages using propane as a refrigerant in the LNG cycle. The practical evaluation could lead to design enhancements in the future.

- 기호설명 -

R_{1h} : 임펠러 입구 허브 반경(mm)

R_{1t} : 임펠러 입구 팁 반경(mm)

b_2 : 임펠러 출구 폭(mm)

β_{2b} : 임펠러 출구 날개각(deg)

Z_1 : 날개수

R_3 : 디퓨저 출구 반경(mm)

b_3 : 디퓨저 출구 폭(mm)

$C_{\theta 2}$: 임펠러 출구 절대속도의 원주방향성분

C_{m2} : 임펠러 출구 자오면속도

1. 서론

§ 이 논문은 대한기계학회 2010년도 추계학술대회 (2010. 11. 3.-5., ICC제주) 발표논문임

† Corresponding Author, yhshin@kist.re.kr

© 2011 The Korean Society of Mechanical Engineers

LNG(Liquefied Natural Gas)기술은 주성분이 메탄인 천연가스를 초저온(약 -162℃) 액화공정을 통하여 액체연료로 전환하는 기술이며 액화된 천

연가스는 부피가 가스 상태의 약 1/600로 감소하여 보관 및 운송이 용이해진다. 이렇게 생산된 LNG는 수요처에서 다시 기체로 전환하여 사용된다. 그 중 액화 공정은 LNG 플랜트의 공정 중에서 약 30~40%를 차지하고 있는 핵심과정 중의 하나이다.⁽¹⁾

LNG 플랜트 액화 공정에 사용되는 프로판 냉매는 천연가스 추출 시 얻을 수 있으며 탄화수소 계열의 냉매이다. 탄화수소 계열의 냉매는 천연냉매의 일종으로 HFC 계열의 냉매보다 지구 온난화지수(GWP)가 낮고 오존층 파괴 영향이 적어 최근 각광 받고 있는 환경 친화적이며 화학적 안정성이 큰 대체냉매이나 가연성에 의한 폭발의 위험성이 있다.⁽²⁾ 프로판 냉매는 주로 소형 냉동 시스템의 운전가스로 사용되고 있으며, 이소부탄과 혼합을 하여 사용되기도 한다.^(3,4)

LNG 플랜트 액화 공정에 사용되는 냉동압축기는 전체 플랜트 내에서 에너지 소비가 가장 큰 부분이다. 전체 플랜트의 열효율을 높이기 위해서는 압축기 동력의 감축, 압축기 구동기의 효율 향상이 필요하다. 플랜트 가동률 면에서도 압축기의 비중 또한 매우 크다.⁽⁵⁾ 하지만 현재까지 이 분야에 대한 국내의 연구는 미비한 상황이며 액화공정에 사용되는 운전가스인 프로판 냉매의 특성상 관련 연구에 대한 실험 장치의 제작과 실험 수행이 어렵다.

이에 본 연구에서는 LNG 플랜트용 프로판 냉매 원심 압축기의 1차원 기본설계 및 준 3차원 설계를 통한 압축기 임펠러, 디퓨저 공력 설계를 수행하고, CFD를 활용하여 유동통로에 대한 3차원 점성 유동해석을 수행하였다. 그리고 유동계산 결과를 분석하고 2차 손실의 영향을 고찰함으로써 압축기 주요부품인 임펠러 날개의 3차원 형상과 디퓨저를 포함하는 압축기 자오면 형상에 대하여 평가하였다. 이 결과는 피드백(feedback)을 하여 임펠러 블레이드의 3차원 형상 및 유동통로에 대한 수정 및 개선 등에 활용함으로써 최종적으로 프로판 냉매 압축기의 최적설계를 하기 위한 것이다.

2. 공력설계

공력설계는 손실을 최소화하고 높은 효율을 가지며 주어진 경계조건에 맞는 설계를 하는 것이 주목적이다. 이것은 압축기에서 가장 중요한 부

Table 1 Design conditions of compressors

Operating case	1-Stage	2-Stage	3-Stage	4-Stage
Mass flow rate [kg/s]	0.75	0.87	1.29	1.15
Pressure ratio	2.1	1.8	1.9	2.4
T_{01} [K]	237	253	269	289
P_{01} [Bar]	1.2	2.3	4.1	7.3

Table 2 Design parameter range of compressor

Design Parameter	Range
Impeller hub radius, $R_{1 \text{ hub}}$	10 ~ 20
Rotational Speed, N [rpm]	10000 ~ 70000
Number of Blades, Z_1	5 ~ 20
$\lambda (= C_{\theta 2} / C_{m 2})$	1.3 ~ 2.7
Blade Exit Angle, β_{2b} [deg]	30 ~ 60

Table 3 Specification of impellers

	1-Stage	2-Stage	3-Stage	4-Stage	
Mass flow rate [kg/s]	0.75	0.87	1.29	1.15	
Rotating speed [rpm]	40000	40000	42000	70000	
Impeller	R_{1n} / R_2	0.24	0.23	0.23	0.23
	R_{1t} / R_2	0.60	0.57	0.54	0.53
	b_2 / R_2	0.122	0.120	0.110	0.083
	β_{2b} [deg]	45	45	45	45
	Z_1	16	16	16	14
Diffuser	R_3 / R_2	1.7	1.7	1.7	1.7
	b_3 / R_2	0.116	0.112	0.104	0.076

분인 임펠러의 입출구, 유로 내에서 손실이 발생하지 않도록 설계하는 것과 상응한다. 입구로 들어오는 유동각과 임펠러 블레이드와의 각도를 맞추어 입구에서 발생하는 손실을 줄이고, 임펠러 쉬라우드 입구에서 상대마하수가 최소가 되도록 입구의 턱 반경을 결정해야 한다. 그리고 안정적인 운전을 위해 충분한 서지 여유 또한 필요하다. 효율을 높이기 위해 베인 디퓨저를 적용하기도 하나 본 연구에서는 베인리스 디퓨저를 적용하였다.

프로판 냉매를 이용한 압축기는 총 4단으로 구성되어있으며 각 단은 개방형 임펠러(Open

Shroud), 베인리스 디퓨저(Vaneless Diffuser), 볼류트(Volute)로 구성 되어있다.

LNG 플랜트 액화 공정 중 열역학적 사이클 해석을 통해 얻어진 원심압축기 설계사양은 Table 1과 같다. 원심압축기 설계사양인 설계 압력비, 유량, 입구 온도와 압력은 설계변수에서 고정값으로 두고 임펠러 허브반경, 회전수(RPM), 임펠러 날개 수(Z_1), 임펠러 출구 유동의 선회 변수 (swirl parameter, $\lambda = C_{\theta 2}/C_{m2}$), 임펠러 출구 날개각 (β_{2b})을 주요 설계 변수로 두었다. 위 5가지 주요 설계 변수는 본 연구의 공력설계 시 압축기 효율에 영향을 끼치는 것으로서, 사전조사 및 소프트웨어 수행을 통해 알아 본 것이다. 공력설계에 사용한 프로판의 냉매 물성치는 NIST의 물성치 프로그램인 REFPROP 8.0⁽⁶⁾을 활용하였다.

공력설계 과정은 다음과 같은 순서로 진행을 하였다. 먼저 Table 2의 설계 변수 변경 범위 내에서 임의의 설계 변수 값을 정한 뒤 계산을 실행한 후, 각각의 변수를 독립적으로 변화를 주었다. 설계 최적 값의 선택은 설계 결과에서 출구 압력과 온도, 압력비가 설계조건에 준하며 등엔트로피 효율이 가장 높은 값을 선정하였다.

각 단에서의 설계는 각각 독립적으로 수행되었으며, 설계과정 및 방법은 모두 동일하다. 또한 4 단에서의 압력비, 입구 밀도 등의 설계 조건이 가장 까다롭기 때문에 앞으로 마지막 단인 4단을 중심으로 분석 결과를 고찰하고자 한다. 설계를 위해 사용한 프로그램은 RCOM1DR ver. 1.3⁽⁷⁾이며 Table 3은 공력 설계를 통해 나온 압축기 주요부품에 대한 각 단의 형상 설계 결과 값이다.

Fig. 1은 설계된 압축기의 탈설계점에서의 성능 예측을 통해 나온 4단 압축기의 유량 변화에 따른 (a) 전압력비, (b) 효율선도 이다. 등엔트로피 효율은 1~3단 약 83%, 4단은 약 78% 정도의 설계효율을 얻었으며, 충분히 안정적인 운전영역을 확보함을 보여준다. 4단의 효율이 낮은 이유는 공력 설계시 이상적인 효율을 나타내는 회전수가 약 100,000 rpm 이지만 압축기 제작시 안전상의 문제로 인해 최대 회전수를 70,000 rpm 으로 고정하였다. 따라서 그에 따른 효율의 감소로 판단할 수 있다. RCOM1DR에서 계산된 1차원 설계 결과를 바탕으로 RCOM3DR에서 준 3차원 설계방법을 이용하여 스플리터를 포함하는 임펠러 블레이드의 3차원 형상 설계를 수행하였다.

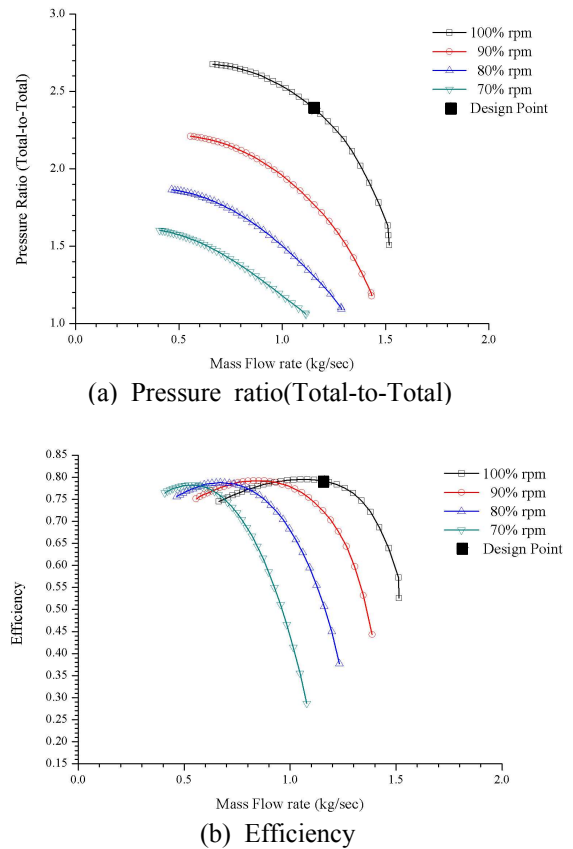


Fig. 1 Performance prediction of 4th-stage compressor

3. 임펠러 3차원 모델 및 수치해석 방법

3.1 임펠러 3차원 모델

본 연구에 사용된 프로판 냉매 압축기는 총 4 단으로 구성되어있으나 앞의 공력설계 부분에서 언급한 바와 같이 수치해석에 사용된 모델도 회전수와 입출구의 압력비가 높은 4단 중심으로 고찰하고자 한다. 공력설계를 통해 도출된 결과 값은 ANSYS BladeGen⁽⁸⁾을 사용하여 3차원 형상을 생성하였다.

본 연구의 해석에 사용된 임펠러는 Tip clearance/ $b_2 = 0.12$ 의 익단간극(Tip clearance)을 포함하고 있다. 실제 조립공차와 동일한 조건으로 해석하기 위해 선행연구에서 행한 방식⁽⁹⁾과 같이 날개 형상은 그대로 유지되고 익단간극은 임펠러의 선단에서 후단까지 균일한 분포를 가지도록 모델링 하였다. 익단 간극변화의 영향을 고려하기 위해 Tip clearance/ $b_2 = 0$ 과 0.06 간극의 임펠러를 추가로 모델링하여 익단간극의 영향을 아울러 고찰하고자 한다.

3.2 수치해석 방법

생성된 3차원 형상에 대하여 격자생성 프로그램인 ANSYS CFX-TurboGrid⁽¹⁰⁾를 사용하여 격자를 생성하였다. 격자수는 격자계 검증을 통해 인듀서(Inducer)의 격자수는 약 9만개, 임펠러(Impeller)의 격자수는 약 105만개, 디퓨저(Diffuser)의 격자수는 약 16만개 정도로 하였다. 임펠러의 날개 벽면 주위에는 15개의 O-Grid를 생성시켰으며, y+는 2이하의 값으로 주었다. 익단 간극에서의 유동은 점성에 의한 효과가 적어 상대적으로 적은 격자수로 해석이 가능하다고 하나,^(9,11) 본 연구에서는 익단간극의 스펠방향으로 Tip clearance /b₂ = 0.06 은 20개, Tip clearance/b₂ = 0.12 는 30개의 일정한 격자가 생성되도록 하였다. 회전하는 임펠러와 정지한 디퓨저의 경계면은 회전방향으로 평균된 Stage average로 해석하였다. 영역간의 경계면은 GGI(General grid interface) 방식으로 연결하였으며, 임펠러의 날개는 메인블레이드(Main blade) 7개, 스플리터(Splitter) 7개이나 날개 형상이 동일하므로 해석시간을 고려하여 주기 조건(Periodic condition)을 사용하여 임펠러의 메인블레이드 1개, 스플리터 1개의 영역을 대상으로 수치 해석을 수행하였다. 경계조건으로 해석영역의 입구에 전압과 전온도를 주었으며, 출구에는 설계 유량을 주었다.

해석에는 ANSYS CFX-V12.0⁽¹²⁾을 이용하여 정상유동으로 해석을 수행하였고, 난류 모델은 SST(Shear Stress Transport)⁽¹³⁾ 모델을 사용 하였다. 유동 해석시 기본적인 수렴 기준⁽¹²⁾인 입구와 출구의 유량차이가 0.05% 이하, 수치오차(RMS Residual)는 10⁻⁴ 이하, 각 도메인에서의 불균형상태 (Imbalance)가 0.5% 이하 인 경우 수렴으로 판단을 하였다. 해석에 사용된 작동유체는 Redlich Kwong⁽¹²⁾의 프로판 모델을 이용하였다. Fig. 2는 계산에 사용된 격자와 임펠러의 형상이며, Fig. 3은 임펠러 선단에서 익단간극에 생성된 격자를 보여준 것이다. 해석의 편의를 위해 압축기의 볼류트(Volute)를 제외 하였고 베인이 없는 디퓨저 출구 이후에 반경방향으로 해석영역을 확장하였다.

4. 해석 결과 및 고찰

초기 설계 조건과 설계프로그램을 통해 얻은 3차원 임펠러 형상에 대한 결과 중 압축기 4단의

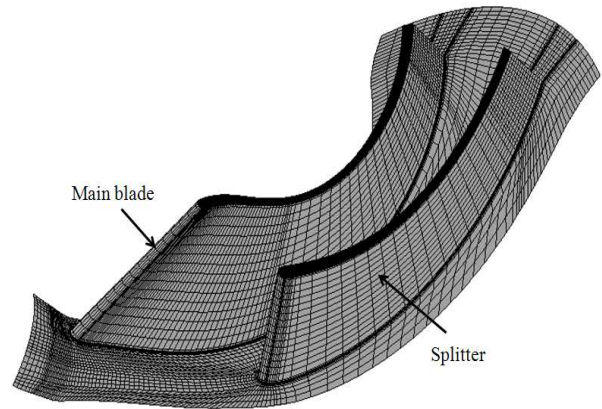


Fig. 2 Computational grid of the impeller

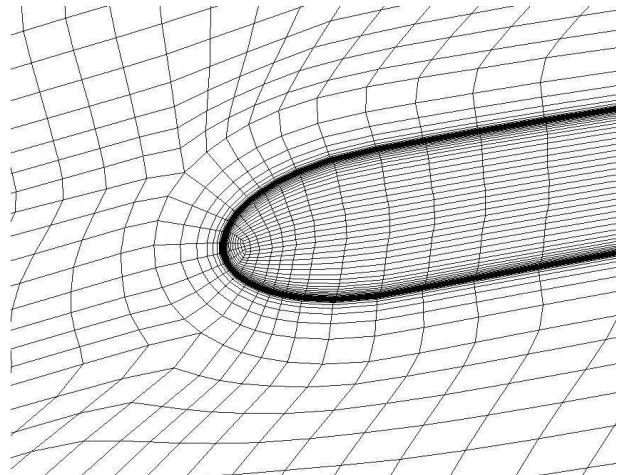


Fig. 3 Tip Clearance grid near the main blade leading edge

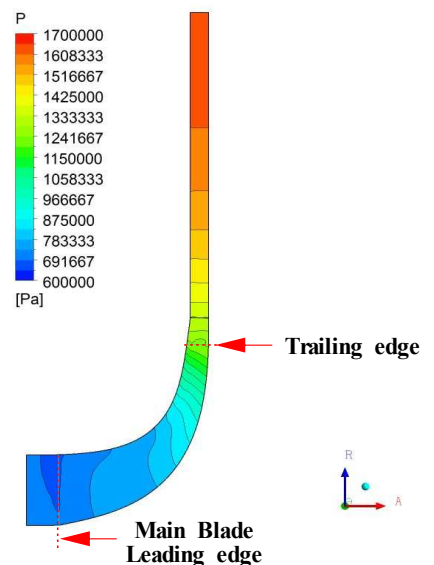


Fig. 4 Contour plots of static pressure in meridional plane

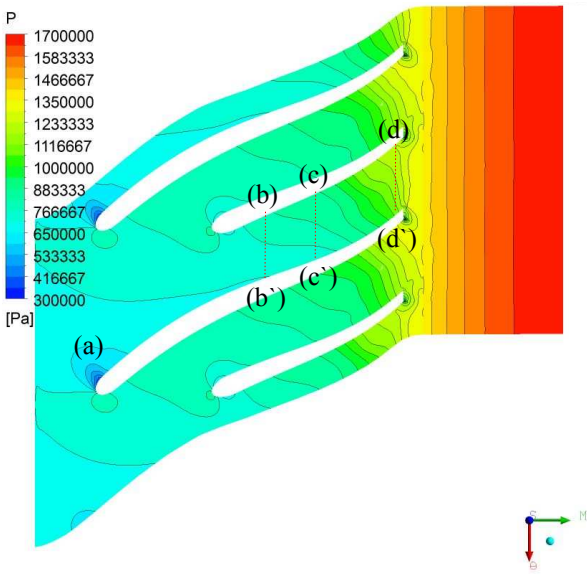


Fig. 5 Contour plots of static pressure at 50 % spam

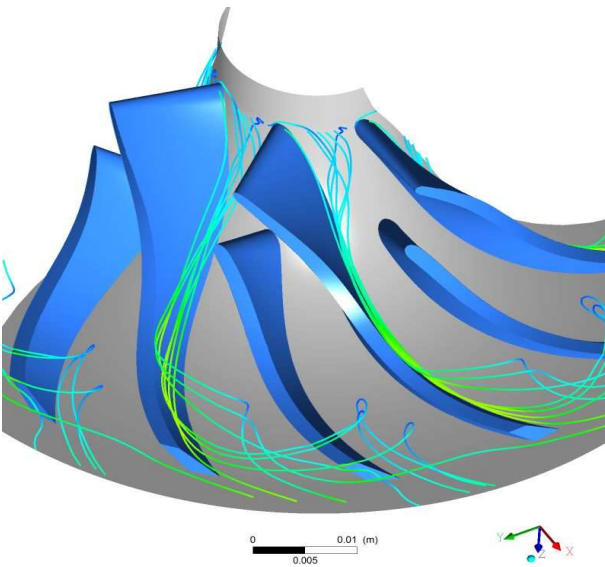


Fig. 6 Streamlines passing by leading edge of main blade hub with tip clearance/ $b_2 = 0.12$

설계점에 대해서 수치해석을 통해 유로 내 압력, 유선, 마하수 결과를 정리 하였다. 압축기는 익형 블레이드를 갖는 임펠러의 회전에 의해 작동 유체로 힘을 전달함으로써 운동량을 상승 시키고, 임펠러 출구와 디퓨저 입구에서 정압을 균일하게 상승 시키는 것이 설계에 대한 평가의 중요 관점이다.

Fig. 4는 자오면에서 정압분포를 나타내고 있다. 인두서에서 정압상승을 볼 때 허브 쪽이 슈라우드에 비해 정압이 커지는 경향이 있지만, 임펠러 입구부터 출구까지 무리 없이 균일하게 정

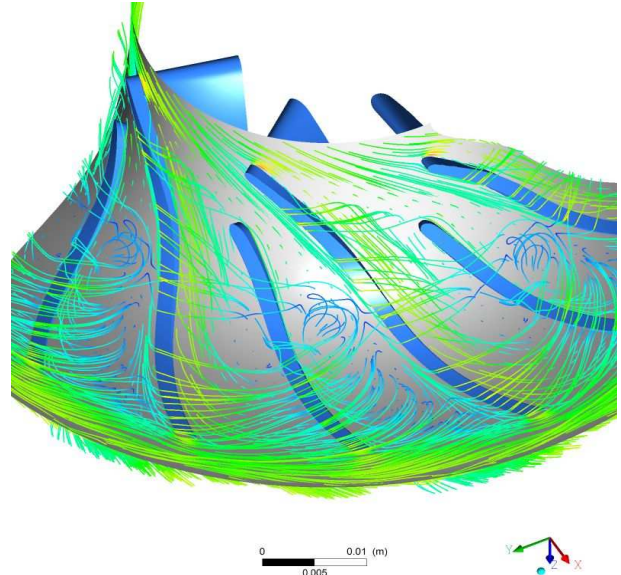


Fig. 7 Streamlines passing by 80% span with tip clearance/ $b_2 = 0.12$

압이 상승 되는 것을 알 수 있었다. 디퓨저 입구에서 출구까지 정압 상승은 균일하지만, 디퓨저 출구의 정압이 공력 설계 값에 비해 약 3% 정도 높게 나왔으나 정량적으로 큰 무리가 없는 것으로 판단된다.

Fig. 5는 50% 스패 면에서의 정압분포를 나타낸 것이다. 메인블레이드 선단의 (a) 지점에 대한 압력 분포를 보면 흡입면 측에 다소의 낮은 압력 분포를 나타내고 있으나, 유로내 유동에 영향을 주지 않는 것으로 판단된다. 그리고 스플리터의 압력면 (b)~(d) 구간과 메인블레이드의 흡입면 (b')~(d') 구간을 보면 압력면에 비해 상대적으로 국부적인 압력 편중 현상이 있으나 끝단으로 갈수록 유로를 따라 전반적으로 완만하게 정압이 상승하는 것을 볼 수 있다.

다음은 임펠러의 익단간극에 의한 유로내의 유동을 살펴보았다. 선행연구^(7,9)에 의하면, 익단 간극을 통해 누설된 유동은 임펠러 유로내 주 유동과 합쳐져 손실을 발생한다. 본 연구에 사용된 프로판 냉매 압축기도 익단간극이 있는 임펠러이기에 이에 따른 내부유동에 대해서 고찰 하고자 한다.

Fig. 6은 설계익단간극 Tip clearance/ $b_2 = 0.12$ 인 임펠러의 메인블레이드 선단 허브면에서 시작하는 유선의 분포를 나타낸 것이다. 메인블레이드의 선단에서 시작한 말굽와류는 이웃하는 메인블레이드의 흡입면으로 이동하여 압력면의 유선과

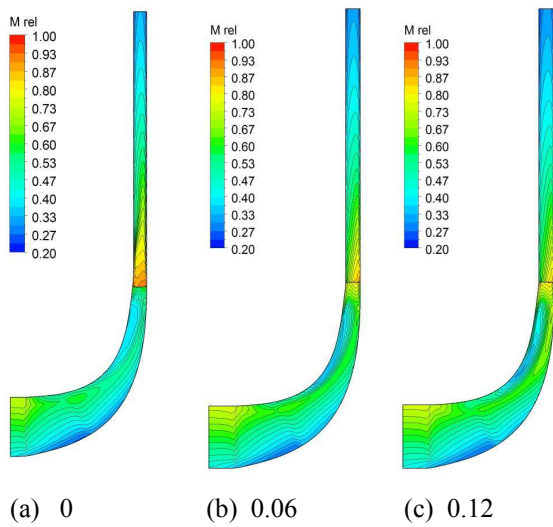


Fig. 8 Contour plots of relative mach No. in meridional plane

합쳐진다. 이 유선은 메인블레이드의 약 2/3 지점에서 쉬라우드 방향으로 이동하여 유로 내 주 유동과 같이 합쳐져 와류를 생성시키며 임펠러의 출구로 빠져나간다. 이중 일부 유선은 이웃하는 스플리터의 익단 간극 끝단을 통해 스플리터 내 유로의 유동과 합쳐서 와류를 생성시키는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 7은 간극 사이의 유동을 보기위해 쉬라우드와 80% 스패(허브면 기준) 사이에서의 유동⁽¹⁴⁾을 부분적으로 나타낸 것이다. 메인블레이드의 간극을 통해 누설된 유동은 메인블레이드 유로 내 유동에 영향을 줄 뿐만 아니라 이웃하는 스플리터의 간극에서 다시 누설이 되어 내부 유동에 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 8은 익단간극 Tip clearance/b₂가 (a) 0, (b) 0.06, (c) 0.12 일 때 자오면 상에서 상대 마하수를 비교한 것이다. 3가지 형상 모두 쉬라우드쪽 메인블레이드 선단 기준으로 2/3지점 근처에서 국부적으로 마하수가 감소하는 것을 확인할 수 있다. (a)인 경우 익단간극이 없으므로 누설유동의 영향이 아닌 메인블레이드의 허브면에서 생기는 말굽와류의 영향으로 인해 감소하는 것으로 판단되며, (b)인 경우 (c)보다 익단간극이 작아 간극 사이 누설유동의 영향이 적어 상대적으로 마하수 감소가 적은 것으로 판단한다.

Fig. 9는 익단 간극과 가까운 80% 스패 평면에서 익단간극 누설유동과 말굽와류로 인해 손실되는 정도를 보기위해 엔트로피분포를 나타낸 것이

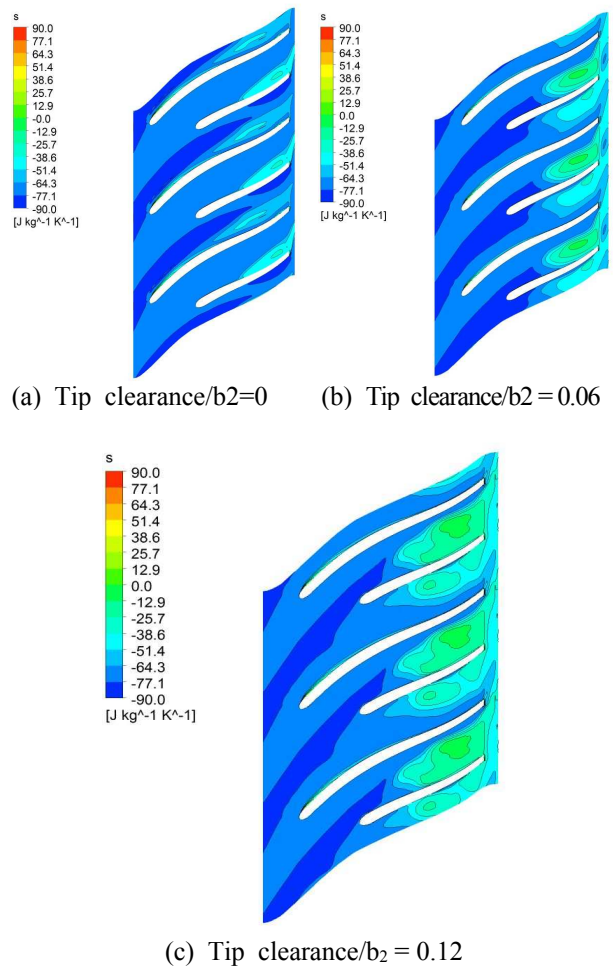


Fig. 9 Contour plots of static entropy at 80% span

다. Fig. 10(c)는 Fig. 10(a), (b)의 경우보다 상대적으로 엔트로피 변화가 크게 관찰되며 스플리터의 흡입면에 더 큰 변화가 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 앞에서 확인한 익단간극누설과 말굽와류의 혼합유동 영향으로 인한 손실로 볼 수 있다.

5. 결론

본 연구는 LNG 플랜트에 적용되는 프로판 냉매 원심압축기에 대한 공력설계를 수행하였고 이를 바탕으로 수치해석을 실시하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 공력설계 결과, 압축비와 입구 압력이 가장 높은 4단은 1~3단에 비해 임펠러의 크기가 가장 작으며 회전수 70000 rpm, 등엔트로피 효율 약 78% 정도의 설계 효율을 얻었다.

(2) 자오면 및 50% 스패 압력장을 확인해 본

결과 압력 상승이 완만한 것으로 보아 압력설계는 잘된 것으로 판단 할 수 있다. 그리고 추가로 허브면 쉬라우드면의 압력장을 확인해본 결과 임펠러 유로 내 유동박리나 재순환영역도 발생되지 않았음을 확인할 수 있었다.

(3) 압축기 4단의 설계점에서 입구에서 디퓨저 출구까지의 전압-정압력비는 공력설계 압력비보다 유동해석 압력비가 약 3%로 정도 높게 나왔으나 이는 정량적으로 큰 문제가 되지 않는 것으로 판단한다.

(4) 익단간극이 작을수록 누설유동의 영향이 적어 손실이 감소함에 따라 압축기 효율이 일부분 상승할 것으로 보이나 본 연구에 사용된 임펠러의 압축기 운전 시 실제 조립공차의 한계를 고려하여 Tip clearance/b₂ = 0.12 가 적정하다고 본다.

(5) 본 연구는 LNG 플랜트용 프로판 냉매 원심압축기의 최적 설계를 위한 과정으로서 연구결과를 피드백 하여 탈 설계점 유동해석과 압축기 시스템 구성에 대한 방법(독립적 구성 혹은 단으로 구성)을 추가로 연구할 필요가 있다.

후 기

본 논문은 국토해양부 LNG 플랜트사업단 플랜트기술고도화 사업의 일환으로 지원 되었습니다. 연구에 도움을 주신 분들께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Hwang, I. J., 2007, "Pre-Planing Research Report of Gas Plant R&D Center," Gas Plant R&D Center.
- (2) Jang, Y. S., 1997, "Performance and heat transfer characteristics of a heat pump system using hydrocarbon refrigerant mixtures," Ph.D. Thesis, Seoul National University, Seoul, Korea.
- (3) Lee, M. Y., 2005, "A Study on Performance Characteristics of Propane/Isobutane Refrigerant Mixtures in a Domestic Small Multi-Refrigeration System," *Trans. of the KSME B*, Vol. 29, No. 2, pp. 271~278.
- (4) Yoon, W. J. and Kim, Y. C., 2002, "Performance Characteristics of Propane / isobutane Mixtures in a Small Refrigeration System," *Journal of the SAREK*, Vol. 14, No. 1, pp. 73~83.
- (5) Lee, H. S., 2009, "Development and Technology of Refrigerant Compressor for LNG Plant," *Journal of the SAREK*, Vol. 38, No. 3, pp. 18~23.
- (6) User's Manual, RCOM1DR ver 1.3, MEEREX.
- (7) NIST Standard Reference Database 23, Version 8.0, 2007, "Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties," USA.
- (8) User's Guide, 2008, ANSYS-BladeGen v.12.
- (9) Lee, K. Y., Choi, Y. S. and Park, W. J., 2004, "Numerical Study on Tip Clearance Effect on Performance Characteristics of a Centrifugal Compressor for a R134a Turbo-Chiller," *Journal of the KFMA*, Vol. 7, No. 6, pp. 38~44.
- (10) User's Guide, 2008, ANSYS-TurboGrid v12.
- (11) Eum, H. J. and Kang, S. H., 2002, "Numerical Study on Tip Clearance Effect on Performance of a Centrifugal Compressor," *Summer Conference of the SAREK*, pp. 636~642.
- (12) CFX-12 Documentation, 2009, ANSYS CFX.
- (13) Menter, F., C. Ferreira, J., Esch, T. and Konno, B., 2003, "The SST Turbulence Model with Improved Wall Treatment for Heat Transfer Predictions in Gas Turbines," *International Gas Turbine Congress 2003*, Tokyo, IGTC 2003-TS-059s.
- (14) Marconcini, M., Rubecchini, F., Arnone, A. and Ibaraki, S., 2008, "Numerical Investigation of a Transonic Centrifugal Compressor," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 130.