

전투기 운용 고도에 따라 표면 조도가 천음속 축류 압축기 공력성능에 미치는 영향성

마상범*†

Influence of Surface Roughness on the Aerodynamic Performances of a Transonic Axial Compressor under Varying Fighter Operational Altitudes

Sang-Bum Ma*†

Key Words : *Transonic Axial Compressor*(천음속 축류 압축기), *Fighter Aircraft Gas Turbine Engine*(전투기 가스터빈 엔진),
Unmanned Aircraft Vehicle(무인 항공기), *Reynolds Number Index*(레이놀즈수 인덱스), *Surface Roughness*(표면 조도)

ABSTRACT

This study investigates the aerodynamic effects of blade surface roughness under varying altitude conditions relevant to high-altitude operation of military aircraft engines. To analyze the flow behavior and performance variations induced by surface roughness, a three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) simulation was conducted using NASA Rotor 67 as the base geometry. The commercial CFD software ANSYS CFX was employed, and grid independence was ensured through the Grid Convergence Index (GCI) method. To capture the transition-sensitive boundary layer behavior, the Shear Stress Transport (SST) Gamma-Theta transition turbulence model was applied. In order to represent flight conditions at various altitudes, a Reynolds Number Index (RNI) ranging from 0.3 to 1.0 was introduced to define the inlet flow regime. Three blade configurations with different surface roughness levels were modeled and compared. The analysis focused on changes in boundary layer characteristics, pressure ratio, and surge margin, highlighting the role of surface roughness under varying RNI conditions. Specifically, the boundary layer thickness, flow separation and reattachment locations, and the structure of shock waves were found to change depending on the surface roughness and RNI. Consequently, these changes led to variations in the aerodynamic performance and flow stability of the compressor.

1. 서 론

현대 군용 항공기는 고기동성과 고고도 작전 수행 능력에 특화된 임무 형상이 요구되며, 이에 따라 엔진 구성품 또한 다양한 운용 조건에서 안정적인 성능이 확보되어야 한다. 고고도 장기체공이 요구되는 전투기나 무인정찰기는 10~20km에 달하는 고도에서 안정적인 운용이 요구된다. 이러한 환경은 대기 밀도 및 점성이 지상과 비교하여 현저히 낮기 때문에 항공용 엔진 내 팬 및 압축기와 같은 터보기계 구성품의 공력성능에 큰 영향을 미친다. 특히, 블레이드 표면을 따라

형성되는 경계층 유동은 외부 유동과의 상대적 점성 효과에 의해 변화하며, 이는 전체 공력성능 및 서지 마진(Surge margin)에 중요한 영향을 미친다.

고도가 상승하면 주변 공기의 밀도는 급격히 낮아지고 동점성계수는 상대적으로 완만하게 감소하므로, 동일한 블레이드 형상과 회전 속도에서 레이놀즈 수(Reynolds number)는 해수면 기준의 10~40% 수준으로 저하된다. 일반적으로 레이놀즈 수가 1×10^5 이하로 낮아지면, 블레이드 흡입면(Suction side)에서 경계층이 오랜 시간 층류 상태로 유지되다가 박리되기 쉬운 상태가 되며, 이로 인해 층류 박리 버블

* 한화에어로스페이스 항공엔진사업부 CTO 한국연구소(CTO KR R&D Institute)

† 교신저자, E-mail : sangbum.ma@hanwha.com

(Laminar separation bubble)이 형성된다. 층류 박리 버블은 박리 후 재부착이 일어나면서 유로 내 손실을 크게 증가시키고, 결과적으로 압축기의 압력비, 효율을 감소시킬 뿐 아니라 실속(Stall) 발생 시점을 앞당기는 주요 원인이 된다.

특히, 이러한 특성은 층류 압축기 내에서 하중이 상대적으로 큰 전단 블레이드나 원심 압축기 임펠러 블레이드에서 더 크게 나타나며, 이는 고고도에서의 엔진 신뢰성과 운용 안정성 확보를 위협하는 중요한 설계 제약으로 작용한다. 군용 항공기의 경우 고고도 저추력 상태에서 장시간 운용이 이루어지거나 급격한 기동 시 팬/압축기에서 일시적인 실속 가능성이 존재하기 때문에, 낮은 레이놀즈 수 조건에서의 실속 한계 거동 예측과 제어기술은 매우 중요한 연구 주제이다.

기존 연구에서는 표면 조도가 마찰 손실과 벽면 경계층 손실을 증가시켜 성능을 저해하는 요소로 간주되어 왔다. Hue 등⁽¹⁾은 초음속 항공기의 공력성능에 영향을 미치는 표면 조도에 대한 효과를 조사하였다. 풍동 시험과 수치해석을 통해 표면 조도의 영향성을 분석하였다. 수치해석에서는 표면 조도 모사를 위해 Equivalent Sand-grain 모델을 사용하였고, 매끄러운 표면과 비교하여 표면 조도가 있는 경우의 항력계수가 4% 더 큰 것으로 확인되었다. 또한, 표면 조도를 고려한 수치해석 결과는 풍동 시험 결과와 거의 완벽하게 일치하는 것을 확인하였으며, 수치해석 시 표면 조도를 반드시 고려하여 연구해야 한다는 결론을 얻었다. Bons⁽²⁾는 가스 터빈 엔진에서 자연적으로 발생하는 열화로 인해 발생하는 표면 조도 변화에 따른 성능 변화에 대해 분석하였다. 표면 조도는 경계층 전이를 조기에 발생시키고, 경계층 모델 손실을 증가시키거나 유동 박리를 야기하여 엔진 성능에 영향을 미치는 것을 확인하였다.

하지만, 최근 연구에서는 특정 조건에서 표면 조도가 오히려 박리 지연 및 경계층 전이 촉진을 유도하여 성능과 안정성을 동시에 향상시킬 수 있음이 밝혀지고 있다. 층류 압축기의 경우 낮은 레이놀즈 수($Re < 10^5$)에서 블레이드 선단(Leading edge)에 층류 박리를 제거하기 위해 표면 조도($10 \sim 70 \mu m$)를 도입한 실험에서 층류 박리 버블이 축소되고 난류 전이가 조기에 유도되어 유동이 재부착되면서 전압 손실이 감소하고 유효 유량과 서지 마진이 증가한 사례가 보고되었다.⁽³⁾ 또한, 1.5단의 층류 압축기를 대상으로 고도 20 km 환경($Re \sim 4.5 \times 10^4$)을 모사한 3차원 유동해석에서는 전압력비가 약 3.2%, 효율이 5.3% 및 유량이 2.1% 향상되는 결과가 도출되었다.⁽⁴⁾

이러한 연구 결과는 블레이드의 표면 상태 변화가 고고도 조건에서 팬/압축기의 유동 안정성 및 공력성능에 실질적인 영향을 미칠 수 있음을 시사하며, 표면 조도가 단순한 성능 저하 요인이 아닌 특정 조건에서는 능동적인 유동 안정화 변수로 작용할 수 있음을 보여준다. 고고도 환경에서 서지 마진 확보가 중요한 군용 항공기 엔진 설계에 있어서 표면 조

도와 레이놀즈 수의 상호작용 메커니즘을 정확히 규명하고, 이를 정량화된 설계 변수로 반영하는 연구가 필요하다.

따라서 본 연구에서는 초음속 층류 압축기 블레이드를 대상으로 다양한 고도 조건에 해당하는 레이놀즈 수 조건에서 표면 조도가 유동 구조에 미치는 영향을 정밀 분석하고자 하였다. 특히, 표면 조도가 경계층 전이 및 박리에 미치는 영향을 분석하고, 공력성능(압력비, 효율, 서지 마진)에 미치는 영향을 수치적으로 평가함으로써 향후 전투기용 엔진의 고고도 운용, 유지관리 및 블레이드 표면 처리 기준 수립에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 전투기 운용 환경

2.1 임무 형상

현대 전투기는 초음속 비행, 장기 체공, 고도 급변 기동, 저고도 회피 등 다양한 작전 수행 능력이 요구된다. 이에 따라 엔진은 광범위한 작동 조건에서 안정적이고 효율적으로 작동할 수 있어야 하며, 특히, 팬/압축기의 유동 특성은 임무 형상에 크게 영향을 받는다.

일반적인 전투기 임무 형상은 Fig. 1과 같이 이륙(Take-off) 및 초기 상승(Climb), 고고도 정찰 및 체공(Loiter & Recon), 전투 기동(Combat & Maneuvering) 등 다양한 조건의 운전이 포함된다. 이 중 고고도 정찰 및 장기 체공 조건은 본 연구와 밀접한 연관이 있는 임무이다. 고고도에서는 공기 온도가 감소하여 보정회전수가 증가하지만, 공기 밀도가 현저히 감소하여 엔진으로 유입되는 질량 유량이 감소하게 된다. 따라서 추력을 내기 위해 연료 증가에 따른 TIT (Turbine inlet temperature) 상승이 발생하고, 운전점 변화에 의한 팬/압축기의 서지 마진 감소를 야기할 수 있다.

2.2. 고고도 환경에서 팬/압축기의 공력성능

U.S. Standard atmosphere air properties⁽⁵⁾에 따르면

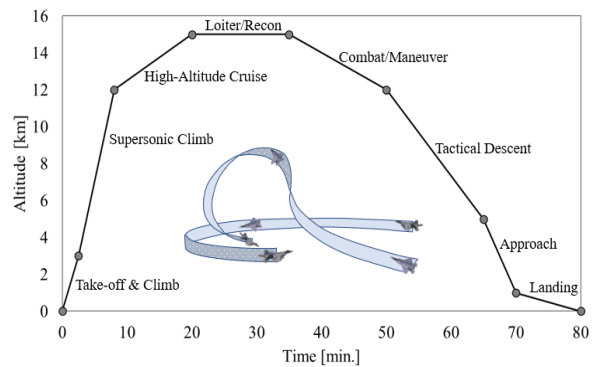


Fig. 1 Example of a fighter mission profile

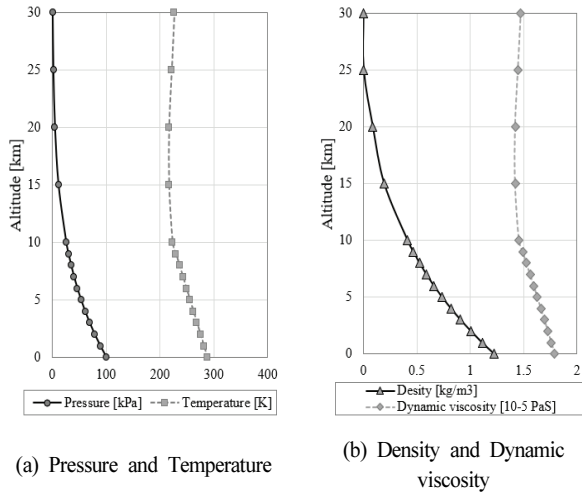


Fig. 2 Air properties according to altitude

Fig. 2와 같이 고도 15km 이상에서는 밀도가 해수면의 16% 수준으로 낮아지고, 동점성 계수는 약 80%로 감소한다. 결과적으로 레이놀즈 수는 급격하게 감소하며, 해수면 기준 대비 약 1/5 수준으로 낮아진다.

이는 층류 경계층의 발달, 전이 지연, 층류 박리 가능성의 증가로 이어지며, 팬/압축기 블레이드 흡입면의 박리 발생, 유로 손실 증가, 전단과 후단 사이 유동의 불균형 유발 등을 통해 공력성능에 악영향을 미칠 수 있다.

따라서 고고도 운용 특성을 반영한 압축기 설계 및 평가에서는 단순한 압력-온도 변화 외에도 레이놀즈 수 변화에 따른 유체역학적 변화를 반영한 유동해석이 필수적이며, 이를 위해 본 연구에서는 고도에 따른 레이놀즈 수를 반영할 수 있는 지표로서 Reynolds Number Index (RNI)를 사용하였고, 다음과 같이 정의한다.

$$RNI = \frac{\delta}{\phi \sqrt{\theta}} \quad (1)$$

위 식에서 δ 는 해당 고도에서의 전압력을 해수면 기준 표준상태 정압으로 나눈 값이고, ϕ 와 θ 는 각각 해당 고도에서 공기 점성과 전온도를 해수면 기준 표준상태 점성과 정온도로 나눈 값을 의미한다. 본 연구에서는 RNI 0.3~1.0 범위 내에서 NASA Rotor 67 블레이드의 표면 조도 변화에 따라 유동특성 및 공력성능 변화를 비교 평가하고자 한다.

3. 유동해석

3.1 NASA Rotor 67

본 연구에서는 NASA Rotor 67⁽⁶⁾을 사용하였고, 3차원 형상은 Fig. 3 (a)에 나타내었다. 설계 유량은 33.25kg/s, 설

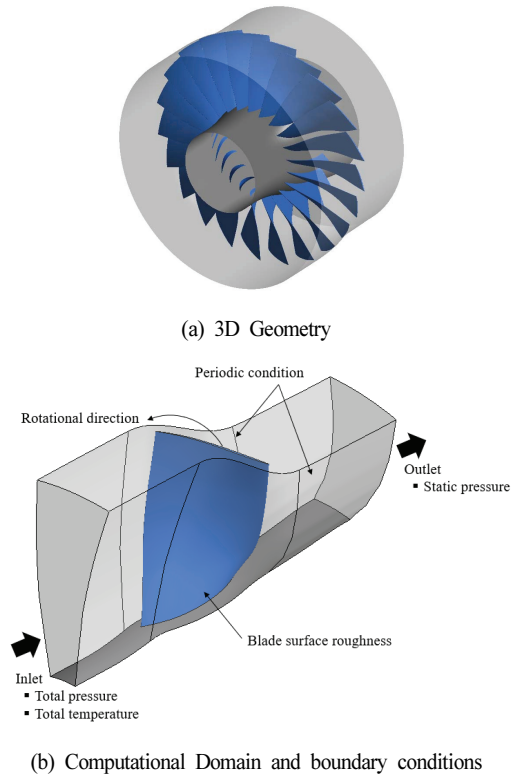


Fig. 3 NASA Rotor 67

Table 1 Design specifications of NASA Rotor 67⁽⁶⁾

Design parameters	Value
Number of blades [EA]	22
Rotational speed [rpm]	16,043
Tip speed [m/s]	429
Mass flow rate [kg/s]	33.25
Pressure ratio [-]	1.63
Tip Radius at L.E. [mm]	257
Tip clearance [mm]	1.016
Inlet hub to tip ratio [-]	0.375

계 압력비는 1.63, Tip speed는 429m/s이며, 자세한 설계사양은 Table 1에 나타내었다.

3.2 계산영역 및 경계조건

유동해석의 경제성을 위하여 Fig. 3 (b)와 같이 계산영역은 단일 유로로 구성하였고, 상용코드 ANSYS CFX 19.0⁽⁷⁾을 사용하여 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식의 해를 구해 내부 유동 특성을 비교분석 하였다.

계산영역의 입구부에는 전압력과 전온도 조건을 부여하였고, 출구부에는 정압 조건을 부여하였다. 이 때 입구부에 부여된 전압력과 전온도는 고도 조건에 따라서 달라지며, 본 연구에서 사용된 경계조건을 Table 2에 나타내었다. 출구부

Table 2 Inlet boundary conditions according to altitudes

Altitude [m]	Total Pressure [kPa]	Total Temperature [K]	RNI
0	101.325	288.15	1.00
2,000	76.51	275.15	0.80
5,000	52.15	255.68	0.60
8,000	35.25	236.21	0.45
10,000	22.15	223.25	0.30

에는 면적 평균된 정압력 조건을 부여하였으며, 입구에 부여된 전압력 값을 시작으로 점차 증가시켜 마지막 수렴점을 Near-stall 지점으로 판단하였다.

블레이드 표면 조도를 모사하기 위하여 Sand-grain roughness model의 계수(K_s) 5,863을 사용하였고, 통상적인 블레이드 표면 가공 수준을 고려하여 산술 평균 조도(R_a)를 $1.0\mu\text{m}$ (Medium roughness, $R_a1.0$) 및 $3.2\mu\text{m}$ (High roughness, $R_a3.2$)로 가정하였고, R_a 가 $0.0\mu\text{m}$ (Smooth wall, SW)인 경우를 비교하였다. 아울러, 표면 조도와 레이놀즈 수 변화에 따른 층류-난류 전이 특성을 보다 정밀하게 모사하기 위하여 Shear stress transport (SST) Gamma-Theta 난류 모델⁽⁸⁾을 사용하였다.

3.3 격자 의존성 시험

ANSYS Turbogrid를 활용하여 격자계를 구성하였으며, 유동해석 결과에 영향을 미치는 격자 의존성을 제거하기 위하여 Grid convergence index (GCI) 방법⁽⁹⁾을 활용하였고, Table 3에 결과를 나타내었다.

GCI는 Richardson 외삽법을 기반으로 유동해석 결과와 외삽결과 사이의 오차를 평가하여 격자의 수렴도 및 이산화 오류를 판별하는 기법이다. 본 연구에서 사용된 N1 격자계는

Table 3 Grid convergence index

Number of grids	Value	Performance functions	Value
N1	3,590,000	F1	0.922
N2	1,630,000	F2	0.922
N3	730,000	F3	0.924
GCI parameters			
h1	0.006531	r21	1.301
h2	0.008497	r32	1.307
h3	0.011106	ϵ_{21}	0.000
p	5.147	ϵ_{32}	0.002
q	-0.032	e_{a21}	0.00043
s	1.000	e_{a32}	0.00173
F_{ext21}	0.92186	$GCI_{coarse32}$	0.07293
e_{ext21}	0.00015	GCI_{fine21}	0.01886

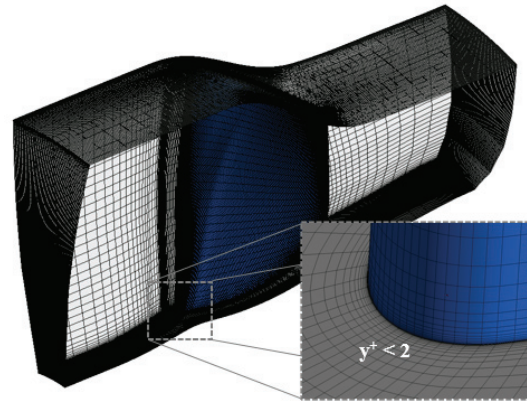


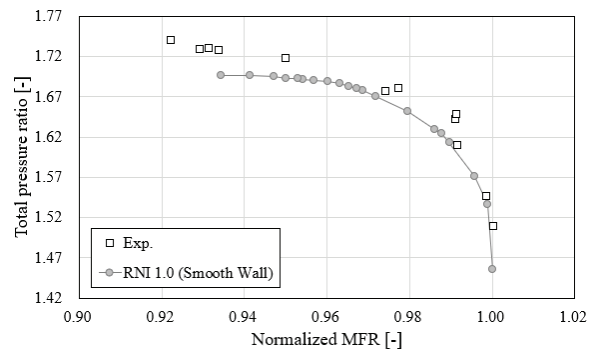
Fig. 4 Final grid system

GCI값이 0.02% 이내로 이산화 오류가 매우 작아 격자 의존성이 제거되었다고 할 수 있으며, 최종 격자계를 Fig. 4에 나타내었다.

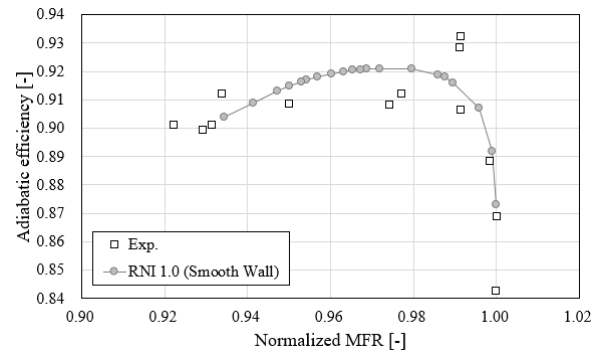
4. 결과 및 고찰

4.1 Validation

유동해석의 신뢰성을 확인하기 위해 Fig. 5와 같이 실험 데이터와 유동해석 결과를 비교하였다. x축을 Choking 유량으로 무차원화한 질량 유량으로 나타내어 전압력비와 단열



(a) Total pressure ratio



(b) Adiabatic efficiency

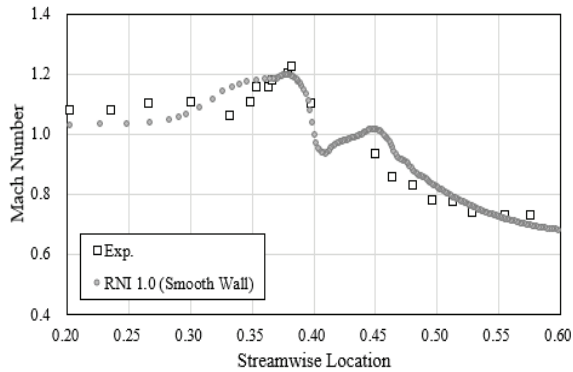
Fig. 5 Performance curves for validation

효율을 비교하였다. 유동해석 조건은 RNI 1.0에서 표면 조도가 없는 Smooth wall 상태에서 수행되었고, Fig. 5에서 보는 바와 같이 두 데이터의 경향성은 비교적 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

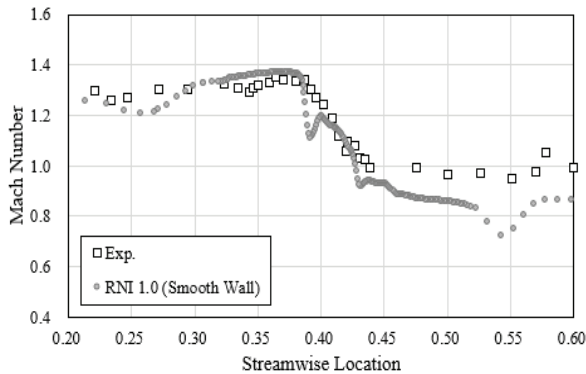
다만, 실험 데이터와 비교하여 유동해석 결과의 전압력은 더 낮게 예측되었고, 단일효율의 최고 효율 지점이 낮게 예측되었다. 이는 과거(1980~90년대)에 수행했던 실험 결과로서 센서 정밀도, 데이터 취득 시스템, 현장 환경에 따른 경계 조건 불일치 등 실험 오차가 존재했을 가능성이 있고, 유동해석 모델링의 한계로 인한 차이일 수 있으나 이전 연구들^(10,11)의 Validation 결과와 비교하면 본 연구의 유동해석 결과가 상대적으로 실험 데이터와 잘 일치하였다.

Fig. 6은 최고 효율 지점에서 블레이드의 코드(Chord) 방향으로 유로의 50% 피치(Pitch) 선의 마하(Mach)수 분포를 비교하여 나타내었다. 블레이드의 50% 및 80% 스패ن(Span)에서 실험 데이터와 유동해석 결과의 마하수 분포는 전반적으로 잘 일치하는 것을 확인하였다. 특히, 50% 스패น에서는 충격파(Shock wave)의 위치가 매우 잘 일치하였다.

상기 Validation을 통해 본 연구에서 사용된 유동해석 방법에 대한 정확성 및 신뢰성은 확보되었다고 판단되어 다음 절에서 고도와 표면 조도에 따른 공력성능 영향성에 대한 분석을 기술하였다.



(a) 50% Span



(b) 80% Span

Fig. 6 Mach number distributions at the 50% pitch line

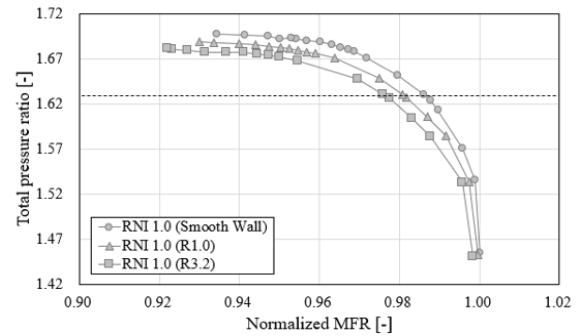
4.2 표면 조도 영향성

동일 고도에서 표면 조도에 따른 압축기의 공력성능을 비교하기 위해 Fig. 7과 같이 RNI가 1.0일 때 표면 조도가 다른 3가지 블레이드에 대해 성능곡선을 비교하였다. Fig. 7에서 보는 바와 같이 표면 조도가 증가할수록 압축기의 전압력비와 단일효율이 감소하였다. 또한, 설계 압력비 1.63을 만족하는 매칭(Matching) 점은 표면 조도가 증가할수록 저유량으로 이동하며, 최고 효율 지점 또한 저유량으로 이동하는 것이 관찰되었다.

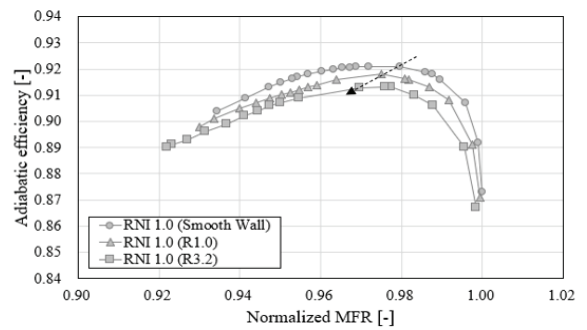
정량적인 차이를 비교하기 위해 단일효율과 서지 마진을 Table 4에 비교하여 나타내었다. 본 연구에서 사용된 서지 마진은 설계압력비 1.63을 기준으로 다음과 같이 정의되었다.

$$Surge\ margin\ (\%) = \left(\frac{\dot{m}_{design\ PR}}{\dot{m}_{surge}} \times \frac{PR_{surge}}{PR_{design}} - 1 \right) \times 100\% \quad (2)$$

위 식에서 \dot{m} 과 PR 은 각각 질량 유량과 전압력비를 나타



(a) Total pressure ratio



(b) Adiabatic efficiency

Fig. 7 Performance curves according to the surface roughness

Table 4 Comparison of peak efficiency and surge margin

	SW	R _a 1.0	R _a 3.2
Peak efficiency [%]	92.1	91.8	91.3
Surge margin [%]	9.87	9.28	9.17

내고, 하점자 *design*과 *surge*는 각각 설계점과 유동해석 마지막 수렴점을 나타낸다.

Table 4에 나타난 바와 같이 표면 조도가 증가할수록 서지 마진 또한 감소하는 경향을 보여주고 있다. 작동 유량의 범위(Choking~Near surge) 자체는 표면 조도가 증가할수록 넓어지는 것으로 보여지고 있으나, 유효 작동 범위(Design point~Near surge) 내에서의 서지 마진은 감소하는 것으로 확인되었다.

Fig. 8은 최고 효율 지점에서 블레이드의 90% 스패에서 마하수를 비교하여 나타내었다. 모든 경우에서 블레이드 선단(Leading edge, LE)에서 모두 활(Bow) 형태의 충격파가 형성된 것을 확인할 수 있다. Fig. 7 (b)에서 보는 바와 같이 표면 조도가 증가할수록 최고효율점의 유량이 점차 감소한다. 이에 따라 LE에서 Incidence angle의 차이가 발생하고,

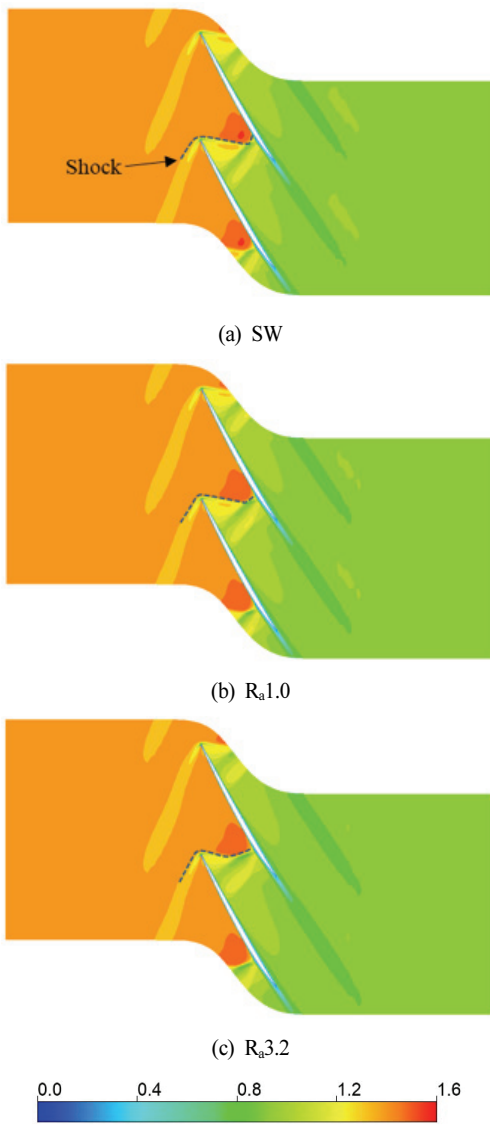


Fig. 8 Mach number distributions under peak efficiency condition at 90% span

충격파의 형태와 위치가 상이한 것이 관찰되었다.

표면 조도에 의한 경계층 영향성을 비교하기 위해 Fig. 9에 블레이드 표면과 수직인 방향으로의 속도 분포를 비교하여 나타내었다. SW 케이스에서 설계압력비를 만족하는 무차원 유량인 0.98에서 비교하였고, 블레이드의 흡입면에서 유동 박리가 시작되는 지점인 약 70% 코드 길이에서 세 가지 케이스의 경계층 두께(δ_{bl})를 비교하였다. 표면 조도가 증가할수록 경계층이 두꺼워지는 것이 관찰되었으며, 각 케이스의 경계층 두께는 각각 0.49mm (SW), 0.53mm (Ra1.0) 및 0.64mm (Ra3.2)로 예측되었다.

경계층의 두께가 증가하면 Profile loss가 증가하고, 블레이드 유로의 유효 면적(Effective area) 또한 영향을 받게 되어 압축기 공력성능에 민감한 영향을 미친다. 또한, Fig. 10과 같이 후류 유동에 편차를 야기할 수 있다. Fig. 10은 압축기 출구부에서 피치 방향으로 축방향 속도 분포를 나타내고 있다. 출구 유동의 와류(Wake)로 인해 속도가 급격히 감소하는 형태의 분포가 형성되었으며, 표면 조도가 증가할수록 와류의 두께와 깊이가 증가하고 흡입면 방향으로 비대칭적 발달하는 것을 알 수 있다.

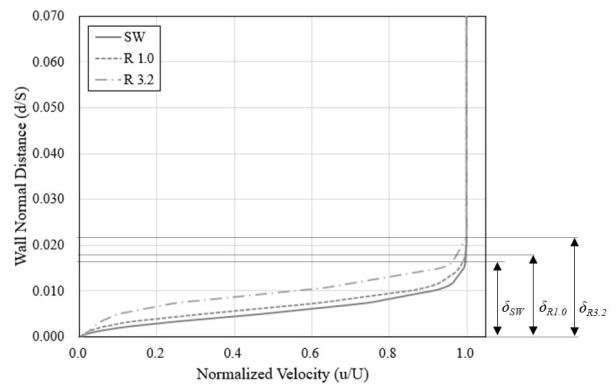


Fig. 9 Velocity distributions in the normal direction to the blade suction side at 70% chord length

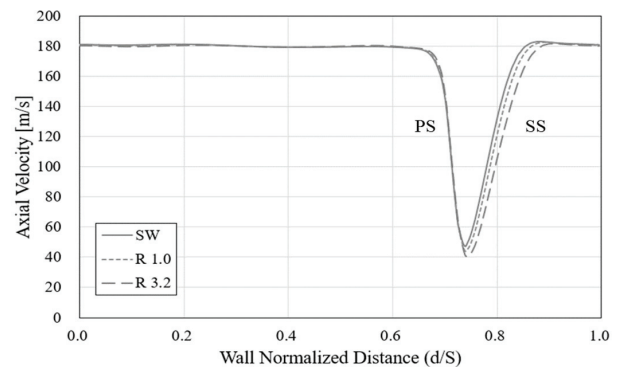
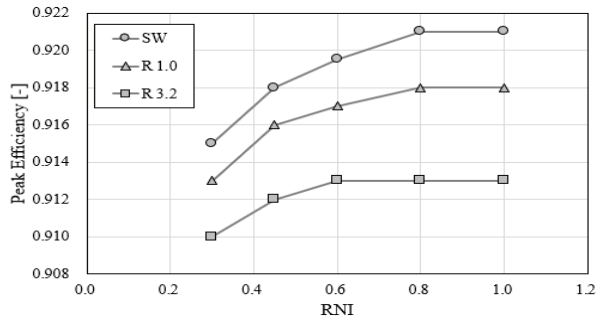
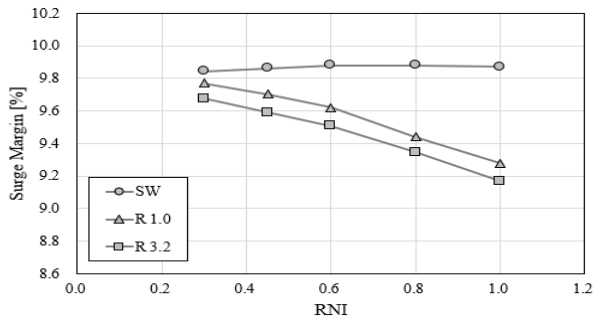


Fig. 10 Axial velocity distributions along the pitch-wise direction at 50% span



(a) Peak efficiency



(b) Surge margin

Fig. 11 Aerodynamic performances according to RNI

4.3 고도에 따른 영향성

본 절에서는 블레이드 표면 조도가 다른 세 가지 케이스에 대해 고도에 따른 유동 특성을 비교하고자 하였다. 즉, RNI 변화에 따른 압축기 공력성능을 분석하였다.

Fig. 11은 RNI에 따른 단일효율과 서지 마진을 비교하여 나타내었다. Fig. 11 (a)와 같이 세 가지 케이스 모두 RNI가 특정값 이상일 때는 동일한 효율을 유지하고, 그 이하에서는 효율이 감소하였다. 이는 문헌⁽¹²⁾에 나오는 Reynolds 수에 따른 효율 감소 경향과 동일하다. 효율이 유지되다가 감소하게 되는 그 변곡점은 표면 조도가 클수록 더 작은 RNI에서 발생하였다. 즉, 표면 조도가 클수록 더 높은 고도에 올라가야 효율 감소가 발생한다는 것을 의미한다. 하지만, 표면 조도가 클 경우 모든 RNI에서 효율이 더 낮게 나타나서 표면 조도가 효율에 영향을 크게 미치는 것을 확인하였다.

반면에 서지 마진은 다른 경향성을 보여주고 있다. SW 블레이드는 RNI 0.6 이하일 때 서지 마진이 소폭 감소하였으나, 표면 조도가 있는 R_a1.0과 R_a3.2 블레이드는 RNI가 감소할수록 서지 마진이 오히려 증가하는 결과를 보여주었다. 이러한 결과는 앞서 서론에서 언급한 바와 같이 Khan 등⁽³⁾

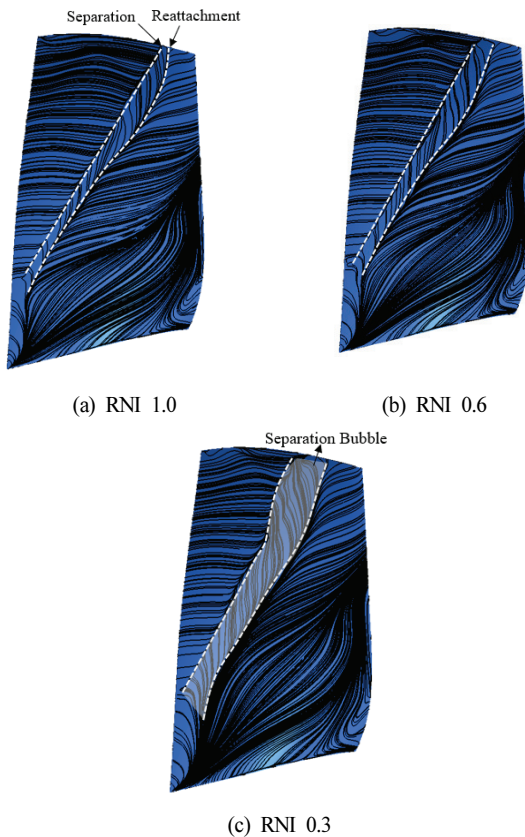


Fig. 12 Streamline distributions of SW blade's suction side under peak efficiency condition of RNI 1.0 (Normalized $m=0.98$)

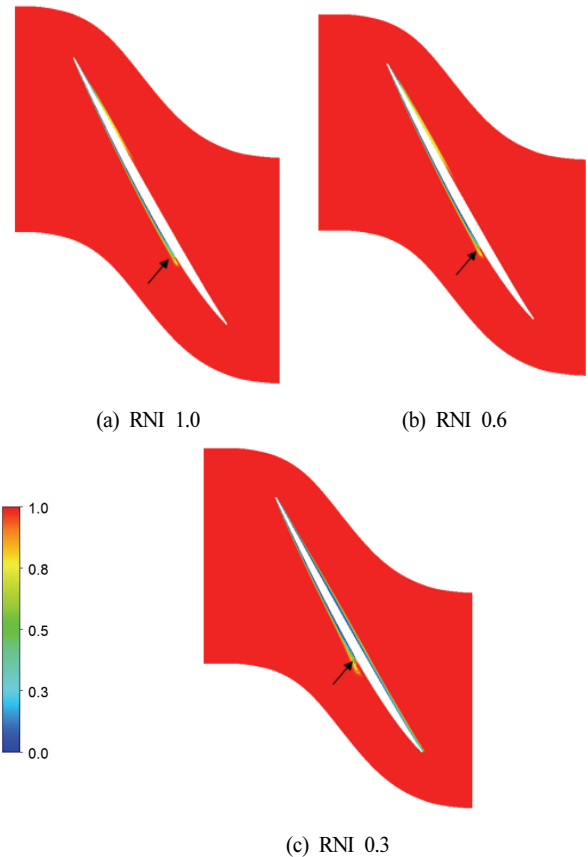


Fig. 13 Turbulence Intermittency distributions of SW blade's suction side under peak efficiency condition of RNI 1.0 (Normalized $m=0.98$)

의 연구 결과와 유사한 결과로 고고도 환경에서 표면 조도가 유동 안정화에 도움을 줄 수 있다는 것을 방증한다.

Fig. 12는 SW 블레이드의 RNI 1.0 조건 최고 효율 지점의 무차원화 유량인 0.98에서 흡입면 유선 분포를 비교하여 나타내고 있다. 모든 RNI 조건에서 블레이드 선단에서부터 유동이 블레이드 표면을 따라 이동하다가 유동이 박리되고, 재부착 되는 Separation bubble 영역이 관찰되었다. RNI가 작아질수록 Shroud 부근 유동 박리 지점이 상류로 이동하는 것을 알 수 있고, RNI가 0.3일 때에는 코드 길이의 약 50% 지점에서 박리가 시작되면서 Separation bubble 영역이 점차 커지는 것을 확인하였다.

유동 박리 지점은 Fig. 13에서도 관찰되는데, Fig. 13은 Turbulence intermittency 분포를 나타내고 있다. 이 값이 0인 영역은 층류이며, 1은 완전 발달 난류인 영역을 의미한다. Fig. 13에서 보는 바와 같이 RNI가 작아질수록 블레이드의 흡입면에서 완전 발달 난류로 전환되는 지점이 빨라지는 것이 관찰되고, Fig. 12에서 관찰한 유동 박리 지점과 일치하는 것을 알 수 있다. 이와 같이 RNI가 작아지면 블레이드 흡입면에서 유동 박리가 조기에 발생하고, Separation bubble이 증가하면서 Profile loss도 증가하여 팬/압축기의 효율이 감소하는 것을 알 수 있다.

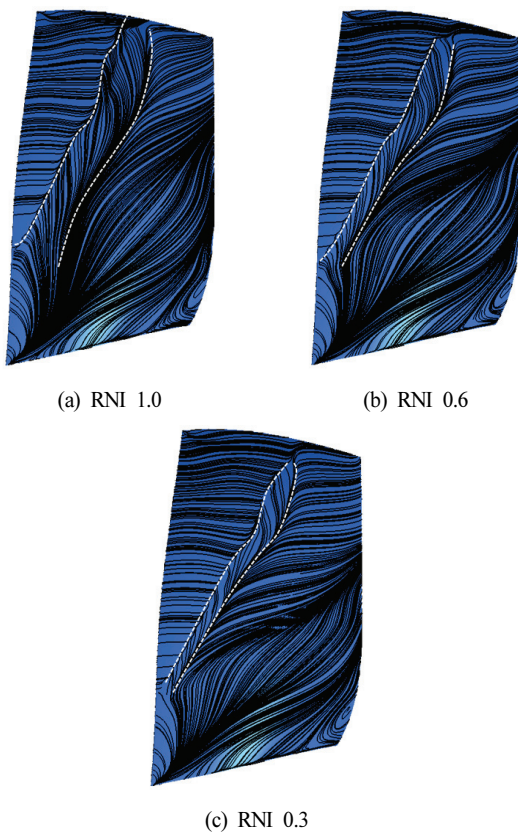
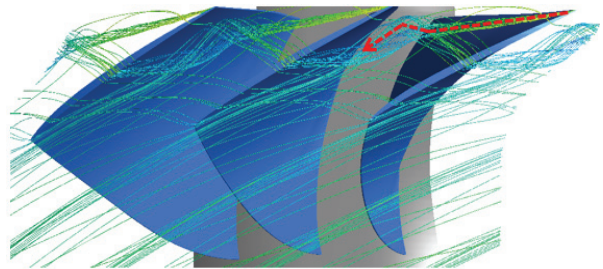
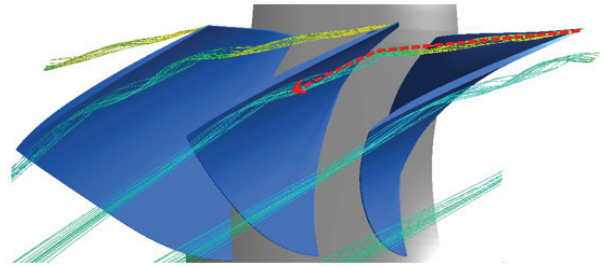


Fig. 14 Streamline distributions of $R_a3.2$ blade's suction side under near surge condition of RNI 1.0 (Normalized $m=0.93$)



(a) RNI 1.0



(b) RNI 0.3

Fig. 15 Tip leakage vortex of $R_a3.2$ blade under near surge condition of RNI 1.0 (Normalized $m=0.93$)

$R_a3.2$ 블레이드의 Near surge 조건에서 RNI에 따른 흡입면 유선 분포를 Fig. 14에 나타내었다. 표면 조도가 존재하는 경우에는 Near surge 조건에서 RNI가 작아질수록 박리가 지연되며 특히, Shroud 부근에서는 유동 박리가 관찰되지 않았다. 아울러, 유동의 재부착 지점이 빨라지면서 그에 따라 Separation bubble 영역이 감소하는 것이 관찰되었다.

Fig. 15는 동일한 유동 조건에서 팁 누설 유동을 보여주고 있다. 서지가 발생한 RNI 1.0 조건에서는 팁 누설 유동이 블레이드의 흡입면 근처 Break-down 되어 구조가 변하는 것이 관찰되었다. 또한, 해당 지점에서 운동량이 소실되면서 이웃 블레이드의 팁 부분을 넘어 흡입면으로 침투하는 것이 관찰되었다. 이 위치는 Fig. 14(a)에 나타난 바와 같이 유동 박리가 관찰된 지점이다. 반면, RNI 0.3인 조건에서는 팁 누설 유동이 유로를 따라 구조의 변화 없이 원활하게 이동하는 것이 확인되었으며, Fig. 14(c)에 나타난 바와 같이 흡입면 유동에 영향을 미치지 않았다.

5. 결론

본 연구에서는 고도 조건에 따라 레이놀즈 수 변화를 정량화한 RNI를 활용하여 천음속 축류 압축기의 표면 조도가 공력성능에 미치는 영향성에 대해 분석하였다. 서로 다른 3가지 표면 조도(Smooth wall, Medium roughness ($R_a 1.0$), and High roughness ($R_a 3.2$))를 갖는 NASA Rotor 67 블레이드를 대상으로 RNI 0.3~1.0 범위 내에서 공력성능을 비교하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 표면 조도 영향성

표면 조도가 증가할수록 압축기의 전압력비와 단열효율이 감소하며, 이는 경계층 두께 증가 및 Profile loss 증가에 기인한 것으로 확인되었다. 특히, 표면 조도는 서지 마진 감소를 야기하여 작동 유량 범위를 제한하는 것을 확인하였다.

2) 고도 환경 영향성

특정 RNI 이하에서 단열효율이 감소하는 경향을 보였으며, 표면 조도가 클수록 해당 변곡점이 더 작은 RNI에서 발생하는 것을 확인하였다. 즉, 표면 조도가 클수록 더 높은 고도에서 효율이 감소하기 시작한다.

반면, 서지 마진은 표면 조도가 있는 블레이드에서 RNI 감소에 따라 오히려 증가하는 경향을 보였으며, 이는 고고도 환경에서 표면 조도가 유동 안정화에 기여할 수 있음을 의미한다.

본 연구는 팬/압축기 설계 시 표면 조도와 운용 고도를 고려하는 것이 중요함을 시사하며, 고고도 환경에서 운용을 고려하면 적절한 표면 조도를 활용하여 효율 감소 억제와 유동 안정성을 확보하는 전략이 필요하다.

References

(1) Hue, D., Cartieri, A., and Petropoulos, I., 2024, "Surface roughness effects on transonic aircraft performance: Experimental/numerical comparisons," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 154, Article No. 109507.
 (2) Bons, J. P., 2010, "A Review of Surface Roughness Effects in Gas Turbines," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 132, Article No. 021004.
 (3) Khan, A., Irfan, M., Niazi, U. M., Shah, I., Legutko, S., Rahman, S., Alwadie, A. S., Jalalah, M., Glowacz, A.,

and Khan, M. K. A., 2021, "Centrifugal compressor stall control by the application of engineered surface roughness on diffuser shroud using numerical simulations," *materials*, Vol. 14, Article No. 2033.
 (4) Cheng, H., Wang, M., Zhou, C., Zhao, S., Lu, X., and Zhu, J., 2021, "Influence of Surface Roughness on a Highly Loaded Axial Compressor Stage Performance at Low Reynolds Number," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2021, No. 1, Article No. 1208492.
 (5) U.S. Air Force, 1976, "U.S. Standard Atmosphere," U.S.A., Washington, D.C.
 (6) Nichols, R. H., 1972, "Effect of Reynolds number on overall performance of a 3.7-inch-tip-diameter axial-flow transonic compressor." NASA Technical Report, NASA-TM-X-2661.
 (7) ANSYS Inc., 2018, "ANSYS CFX-Solver Theory Guide: ANSYS CFX-19.0," ANSYS Inc.: Canonsburg, PA, USA.
 (8) Menter, F. R., Langtry, R. B., and Likki, S. R., 2004, "A correlation-based transition model using local variables: Part I – Model formulation," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 413~422.
 (9) Celik, I., and Karatekin, O., 1997, "Numerical experiments on application of Richardson extrapolation with non-uniform grids," *Journal of fluid engineering*, Vol. 119, pp. 584~590.
 (10) Bian, X., 2023, "CFD validation of NASA stage 67 with a rotor wake modeling approach and an unequal periodic boundary treatment," Ph.D. Thesis, The University of Manchester.
 (11) Fior, E., 2019, "CFD study of an installed transonic rotor," Ph.D. Thesis, University of Padova.
 (12) Japikse, D., and Baines, N. C., 1994, "Introduction to Turbomachinery," Concepts ETI, Inc., White River Junction, VT.