

적층제조된 항공우주 모빌리티의 재생냉각시스템 해석기술 개발

Development of numerical methodology for regenerative cooling system of additive manufactured aerospace mobility

초록

적층제조된 항공우주 모빌리티의 재생냉각채널이 가지는 거친 표면에 의한 해석기술을 개발하고 유동장과 열전달에 주는 영향을 분석하기 위한 연구가 수행되었다. 불규칙적인 거친 표면은 가우시안 분포로 가정하여 생성되었으며 적층제조 표면과 통계적으로 일치한다. 거친 표면의 유동해석 결과로부터 벽함수를 개선하기 위한 더 간단한 형태의 새로운 거칠기 함수(Roughness function)가 제안되었다. 새로운 거칠기 함수는 거친 표면을 가지는 메탄 냉각채널의 실험결과를 잘 예측하는 것으로 평가되었다. 불규칙한 거친 표면에 대한 열유동 해석을 통해 메탄 냉각채널의 열전달저하(Heat transfer deterioration)의 완화 특성이 조사되었으며 기존의 누셀트 수 상관식과 비교되었다. 이러한 적층제조된 재생냉각채널의 거친 표면에 대한 해석기술을 개발함으로써 메탄 냉각채널의 열전달 성능 예측에 성공적으로 적용될 것으로 기대된다.

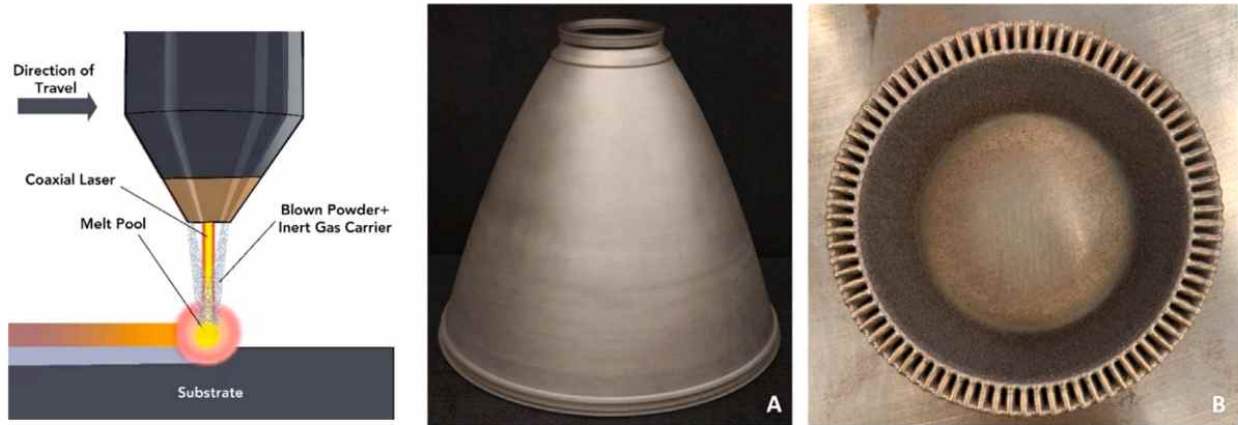
Key Words : Additively Manufactured; Regenerative Cooling Channel; Irregular Rough Surface; Roughness Function; Nusselt Number Correlation;

1. 서론

오늘날 항공우주 모빌리티의 핵심적인 역할을 하는 추진 시스템인 액체로켓엔진, 원자력추진엔진, 하이브리드 로켓모터, 가스터빈, 스크램제트엔진 등의 장치들은 높은 열에너지 효율을 가지며 효과적인 냉각 수행능력을 가지는 재생냉각 시스템을 채택하고 있다⁽¹⁻⁴⁾. 그 중에서 한국형 소형위성발사체의 상단 엔진은 높은 신뢰성과 추력성능을 가지는 팽창식 사이클을 채택하고 있다. 팽창식 사이클은 재생냉각 시스템에 의해 가열된 연료를 이용하여 터빈을 구동하는 전통적인 엔진 시스템이다. 액체로켓엔진의 연소로 발생된 열에너지를 터빈 구동에 사용하고, 남은 열에너지는 연소실로 주입되기 때문에 재생냉각이라 하며 높은 엔진효율이 얻어진다. 액체로켓엔진의 재생냉각 시스템은 3000 K이 넘는 연소가스의 가혹한 온도 조건으로부터 열을 흡수하여 엔진 구조의 손상을 방지하는 핵심 요소이다. 따라서 이러한 재생냉각시스템 해석 기술의 역량은 액체로켓엔진 연소기 개발에서 매우 중요한 부분이다. 액체로켓엔진 재생냉각채널의 해석 기술은 냉각채널의 3차원 해석⁽⁵⁾과 반경험적 누셀트 수 상관식을 이용한 열저항법⁽⁶⁾으로 발전해왔다.

최근 항공우주 모빌리티들은 제작비용의 절감에 상당한 관심이 집중되고 있다. Figure 1은 액체로켓엔진에 적용되고 있는 발전된 제조방식을 보여준다. Figure 1(a)은 금속 분말을 이용한 레이저 3D 프린팅 기술인 적층제조(Additively manufactured) 방식으로 제작된 액체로켓엔진 연소기를 나타낸다. 전통적인 기계공작 방식에 비해서 공정과정이 매우 단축되기 때문에 Figure 1(b)에 나타낸 것과 같이 적층제조 방식의 도입은 액체로켓엔진 연소기의 제작비용을 1/3 수준으로 절감했다⁽⁷⁾. 그로 인하여 심우주 탐사를 위한 재사용발사체, 스크램제트 엔진과 같은 다양한 시스템에 적용되고 있다. 그러나 이러한 변화로 인하여 기존의 항공우주 모빌리티에서 나타나지 않던 해결되지 않은 다양한 물리적 현상들이 동반되었다. Figure 2(a)는 전통적인 기계가공에 의한 매끄러운 표면과 적층제조에 의한 거친 표면의 SEM image⁽⁸⁾와 이러한 표면에 의한 메탄 냉각채널의 열전달 특성의 차이를 보여준다. 전통적인 기계가공 방식에 비해 적층제조 방식은 수 십에서 수 백 um의 매우 거친 표면을 가진다. 이러한 금속 3D 프린팅에 의한 거친 표면은 재생냉각채널의 압력손실을

(a) schematic of process and additively manufactured thrust chamber



(b) evolution of manufacturing process

Fig. 1. Additively manufactured liquid rocket engines⁽⁷⁾

증가시키는 반면 열전달을 향상시키는 것으로 알려져 있다⁽⁹⁾.

항공우주 모빌리티의 냉각시스템의 설계코드는 다양한 설계점에 대한 정보를 빠르게 얻기 위해서 반경험적 열전달 상관관계를 통한 열저항법이 주로 사용된다⁽⁶⁾. Figure 2(b)는 이러한 해석코드의 개발 과정을 나타낸다. 열전달 상관관계는 전통적으로 실험 데이터로부터 얻어져왔다. 그러나 최근의 높은 압력에서 작동되는 항공우주 모빌리티의 재생냉각 시스템들은 초임계 압력의 영역에 있기 때문에 냉각수의 급격한 물성치 변화를 동반하게 된다. 가상의 임계온도 근처에서 나타나는 열전달 저하와 같은 복잡한 열전달 성능 변화는 물성치와 밀접한 관련이 있다⁽¹⁰⁾. 그로 인해서 최근 열전달 상관관계는 CFD 시뮬레이션 결과로부터 도출되어져 왔다. Pizzarelli 등⁽¹¹⁾은 초임계 압력 하에서 가열되는 채널에 대해 CFD를 통해 열전달 저하 현상을 조사할 수 있음을 보여주었다. 그들은 초임계 메탄 냉각수의 물성치 변화가 고려된 열전달 상관관계를 제안하였다. 또한 액체로켓엔진 냉각채널과 같이 불균일하게 가열되는 직사각형 채널의 열전달 상관관계를 제시하기 위해 새로운 접근방식을 제안했다⁽¹²⁾. Shokri and Ebrahimi⁽¹³⁾는 메탄 냉각채널의 3차원 시뮬레이션을 수행하였다. 그들은 냉각수 질량유량, 냉각채널 압력에 의한 열전달 저하에 대한 영향을 조사했다. 그들은 이후 초임계 메탄 냉각수에 대한 개선된 열전달 상관관계들을 제안했다⁽¹⁴⁾. Zhang 등⁽¹⁵⁾은 반경 속도비 항을 적용하여 초임계 메탄의 열전달 상관관계를 보정하는 방법을 제안했다. 이러한 선행 연구들에 의해

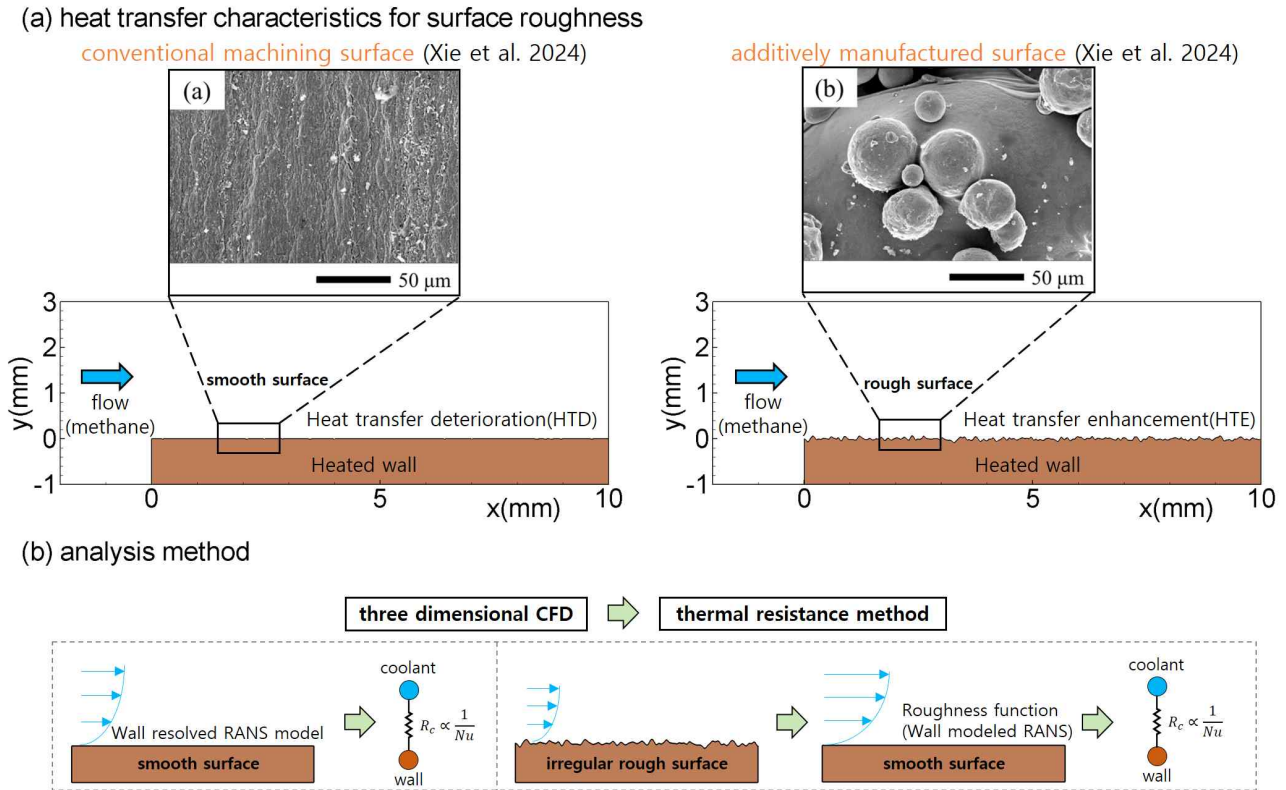


Fig. 2. Schematics of surface roughness

최근 메탄 냉각채널의 열전달 저하 현상에 대한 이해는 상당한 진전이 있었다.

문헌조사에 따르면 이러한 문제를 해결하기 위해서 거친 표면에 대한 3차원 CFD 시뮬레이션 또는 표면거칠기 효과를 반영한 난류모델에 의한 해석 연구들이 수행되었다. Garg 등⁽¹⁶⁾은 적층제조에 의해 거칠게 처리된 불균일한 표면을 가지는 파이프에 대한 3차원 시뮬레이션을 수행하였다. 그들은 열전달이 있는 불균일한 표면의 비압축성 유동에 대한 최초의 Large eddy simulation(LES) 결과를 제시하였다. 이러한 연구는 거친 표면을 모사하기 위한 거칠기 함수의 개선에 매우 유용하게 사용된다. Pizzarelli 등⁽⁹⁾은 표면거칠기에 대해 확장된 Spalart-Allmaras 모델을 적용하여 거친표면의 초임계 메탄 냉각채널에 대한 CFD 해석을 성공적으로 수행하였다. 그들은 출구압력과 표면거칠기 수준에 따른 열전달 및 압력강하를 평가하였다. Ricci 등⁽¹⁷⁾은 냉각채널에 대해 표면거칠기를 고려한 벽함수 모델을 사용하여 CFD 해석결과가 그들이 수행한 실험과 잘 일치함을 보여주었다. 그들은 임계압력 4.6 MPa 보다 높은 전형적인 액체로켓엔진 냉각채널의 작동압력인 10 MPa에서도 고전적인 열전달 상관관계와 비교를 통해 약한 열전달 저하가 발생하는 것으로 평가했다. 이처럼 CFD를 사용한 거친 표면에 대한 접근법이 보편화되어가고 있다. 그럼에도 불구하고 여전히 거친 표면에 따른 열전달 향상(Heat transfer enhancement) 특성이 고려된 초임계 냉각수의 열전달 상관관계의 개발은 도전적인 과제로 남아있다.

본 연구는 적층제조된 거친 표면을 가지는 항공우주 모빌리티들의 재생냉각 시스템 설계를 위한 해석코드를 개발하기 위해 수행되었다. 해석코드는 불규칙한 거친 표면과 냉각채널 해석을 위한 두 가지로 구분된다. 먼저, 적층제조에 의한 거친 벽을 모사하기 위해서 Figure 2(b)와 같이 불규칙한 거친 표면이 생성되고 CFD 시뮬레이션이 수행된다. 결과로 부터 거친 표면의 영향을 모사하기 위한 거칠기 함수가 새롭게 제안되고 난류모델의 벽함수에 반영함으로써 거친 표면을 가지는 초임계 메탄 냉각채널의 유동장 및 열전달 평가에 성공적으로 적용되었다. 마지막으로 불규칙한 거친 표면을 가지는 냉각채널에 대해 채널 압력, 표면 거칠기가 변화되는 해석조건에 대해 얻어진 결과들을 통해 열전달 상관관계가 분석되었다.

2. 불규칙적으로 거친 표면의 3차원 해석기술 개발

금속 3D 프린팅에 의해 생성된 표면은 불규칙적으로 거친 특성을 가진다. 이러한 거친 표면 위로 흐르는 난류유동은 유체역학적 저항으로 인하여 매끄러운 표면 위 흐름과 확연히 다른 유동특성을 보인다. 액체로켓엔진 재생냉각채널의 주된 표면 거칠기 효과로는 압력손실 증가 및 열전달 향상이 알려져 있다⁽⁹⁾. 본 연구에서는 적층제조된 재생냉각채널의 3차원 CFD 해석기술을 확보하기 위해 열전달이 존재하는 불규칙적으로 거친 표면에서의 난류유동특성이 조사되었다. Figure 3는 본 연구에서 사용된 불규칙한 표면을 가지는 수치해석 영역을 보여준다. 해석조건은 위와 아래의 불규칙적으로 거친 표면 사이로 상온의 공기가 흐르는 조건이다⁽¹⁸⁾. 여기서 해석영역의 측면들은 모두 주기경계 조건이고, δ 는 평균 채널높이의 절반이다. 마찰 레이놀즈 수는 $Re_\tau = u_\tau \delta / \nu$ 로 정의된다. 여기서, ν 는 동점성계수이고 마찰속도 $u_\tau = \sqrt{-\delta \rho^{-1} dp/dx}$ 이다. 이로부터 주기경계 조건의 유량을 결정하기 위한 dp/dx 가 계산되어진다. 열전달에 의한 영향을 살펴보기 위해서 위와 아래의 불규칙한 거친 벽면에는 열유속 경계조건이 사용된다.

본 연구의 불규칙적으로 거친 표면은 Jelly and Busse⁽¹⁹⁾의 생성 알고리즘을 사용하여 얻어졌다. 우선, 거친 표면을 생성하고자 하는 벽면 격자와 동일한 크기의 2차원 가우시안 난수행렬 h_{ij} 를 생성한다. 생성된 난수들은 벽에서 수직인 방향의 거칠기 높이의 기초로 사용된다. 실제 표면 거칠기와 통계적으로 동일한 높이를 가지고 연속적인 표면을 이루도록 하기 위한 절차가 수행된다. 먼저, 다음 식과 같은 형태의 자기상관함수(auto-correlation function)를 통한 저역 통과 필터가 적용되었다.

$$R(x, z) = \exp\left(\frac{-2.3}{C_a} \sqrt{x^2 + z^2}\right)$$

여기서 C_a 는 자기상관 길이이고 작아질수록 생성된 표면이 높은 경사도를 가진다. 난수행렬 h_{ij} 와 자기상관함수 $R(x, z)$ 을 고속 푸리에 변환을 통해 주파수 도메인에서 서로 곱해준다. 그리고 고속

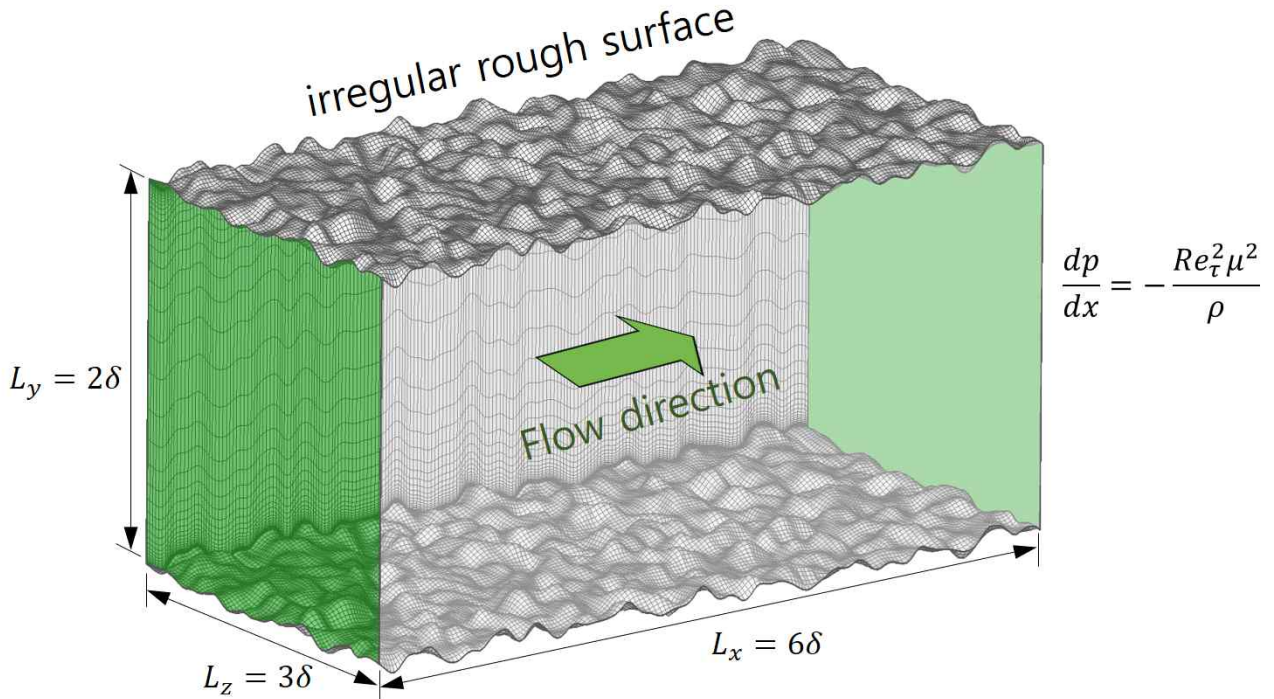


Fig. 3. Computational domain

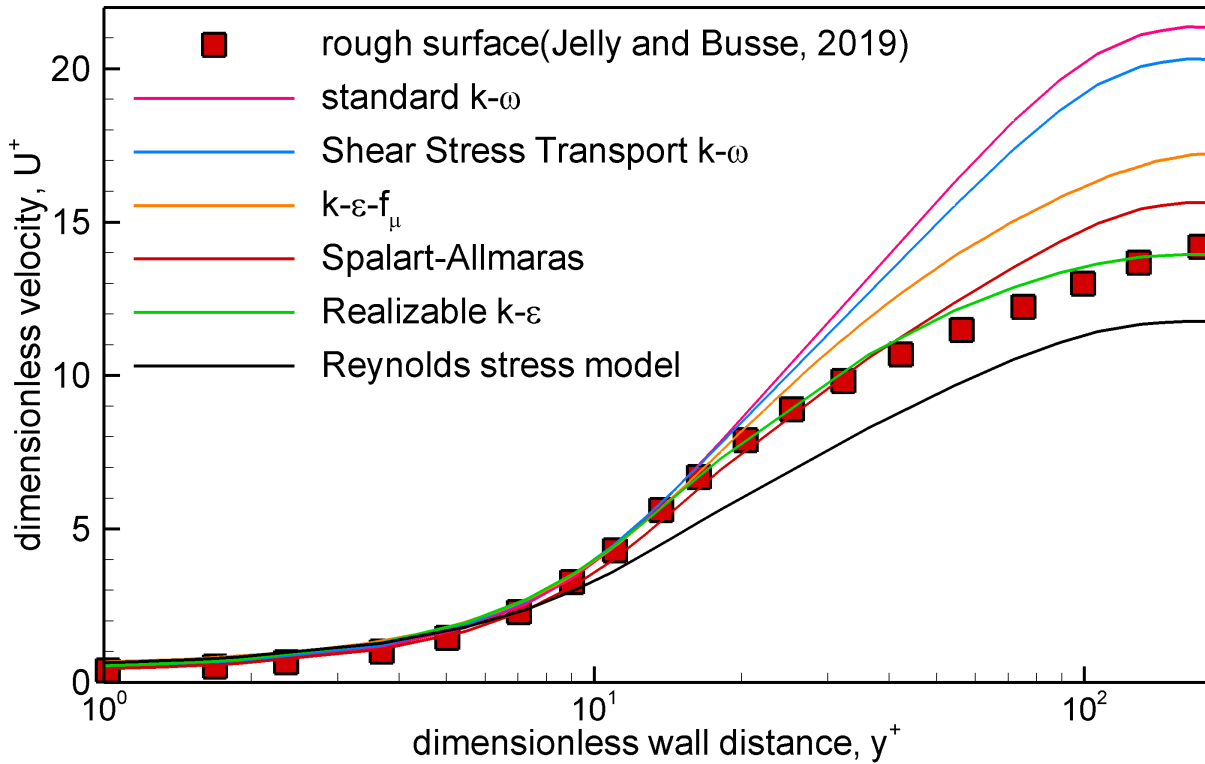


Fig. 4. Comparison of dimensionless velocity profile for six turbulence models

푸리에 역변환을 통해 다시 원래 좌표계로 할당하면 불규칙적이고 연속적인 표면이 생성된다. 마지막으로 가우시안 분포의 평균과 분산을 가지도록 변환한다. 본 연구에서는 $C_a = 0.08$ 이 사용되었다. 이때 불규칙한 거친 표면의 제곱평균제곱근(root-mean-square)은 0.0298 이고 유효기울기(effective slope)는 0.37이다. 이때 거칠기 높이의 평균값은 $23 \mu m$ 이다. 이는 inconel 718을 사용한 적층제조 표면에서 얻어지는 것과 유사한 조건이다⁽²⁰⁾. 이러한 불규칙한 표면 높이의 변화를 잘 구현할 수 있도록 x와 z 방향으로 300x100개의 충분한 격자 해상도로 적용되었고 채널 높이 방향 y로는 벽으로 밀집된 격자를 생성하였다.

거친 표면에서의 경계층 유동 변화는 냉각채널 벽면의 마찰저항 및 대류 열전달 계수에 큰 영향을 줄 수 있기 때문에 정확하게 예측하는 것이 중요하다. Figure 4은 $Re_\tau = 180$ 인 조건에서 불규칙한 거친 표면에 대한 난류모델들의 유동장 예측성능을 보여준다. 난류모델은 S-A(Spalart-Allmaras)와 표준 $k-\omega$, SST(Shear stress transport) $k-\omega$, Realizable $k-\epsilon$, $k-\epsilon-f_\mu^{(21)}$, 그리고 Reynolds stress model이 선택되었다. 속도 및 벽거리의 무차원화는 $U^+ = u/u_\tau$ 와 $y^+ = u_\tau y/\nu$ 로 처리되었다. 모든 난류모델은 점성하위층(viscous sublayer)의 속도분포를 Jelly and Busse⁽¹⁸⁾의 DNS(Direct Numerical Simulation) 결과와 거의 일치하게 예측하고 있다. 그러나 로그층(logarithmic layer)에서는 확연한 성능차이를 보이고 있다. $k-\omega$ 모델들은 무차원 속도를 매우 크게 예측하여 부적합하다고 판단하였다. Reynolds stress model은 무차원 속도를 약간 작게 예측하지만 선택된 난류모델들 중 가장 복잡하고 우수한 난류모델이기 때문에 본 연구에서 선택된 특정 조건 외에서 좋은 성능을 보이는 것으로 알려져 있다⁽²²⁾. Realizable $k-\epsilon$ 만이 무차원 속도프로파일의 점성하위층과 로그층의 모든 영역에서 DNS 데이터의 경향을 잘 따르는 것이 확인된다. 이를 통해서 본 연구에서 불규칙한 거친 표면에 대한 해석모델로 Realizable $k-\epsilon$ 이 선택되었다. 불규칙한 거친 표면을 생성하여 해석하는 방법이 금속 3D 프린팅에 의해 제작된 액체로켓엔진 냉각채널의 유동특성을 잘 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

Figure 5는 매끄러운 표면과 불규칙적으로 거친 표면에 대해 마찰 레이놀즈 수가 180, 360, 540, 720으로 증가할 때 무차원화된 속도분포를 보여준다. 무차원 속도분포는 $y^+ = 100$ 인 지점까지만 나타내었다. 매끄러운 표면에서 무차원 속도분포는 마찰 레이놀즈 수에 상관없이 매우 유사하게

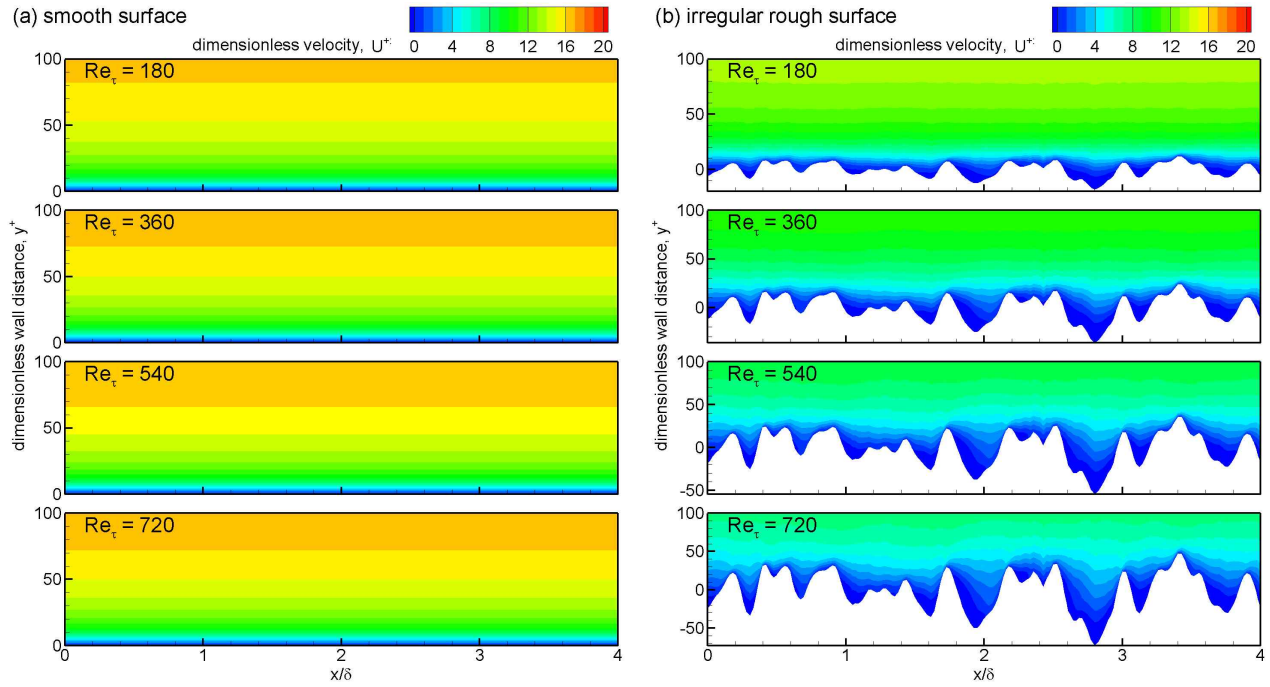


Fig. 5. Dimensionless velocity on smooth and rough surface for four friction Reynolds numbers

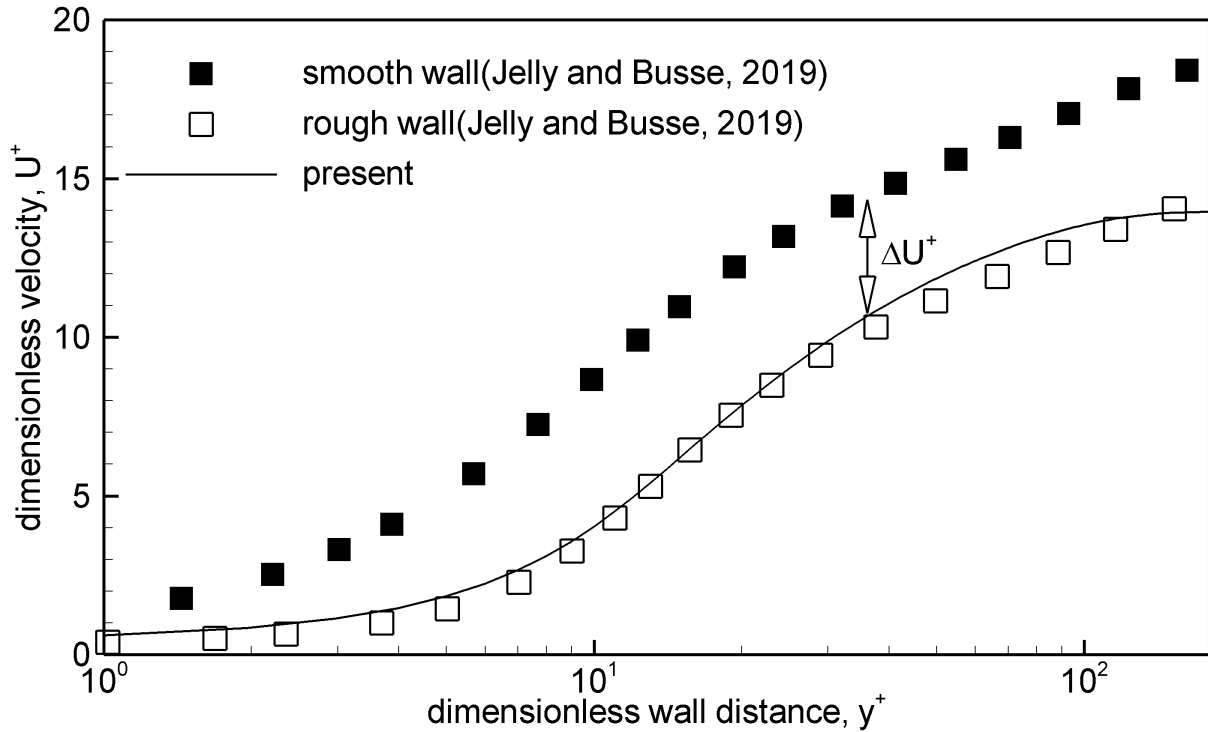


Fig. 6. Comparison of dimensionless velocity profile

얻어지고 있다. 이는 난류 속도프로파일의 로그법칙의 불변성을 나타낸다. 반면에 불규칙한 거친 표면에서는 벽 거리의 무차원화에 의해서 마찰 레이놀즈 수가 커질수록 표면의 거칠기 높이가 더 급한 경사를 가지게 된다. $Re_\tau = 180$ 에서 $-18 < y^+ < 12$ 의 범위에 있던 불규칙한 거친 표면은 $Re_\tau = 720$ 에서는 $-72 < y^+ < 48$ 으로 마찰 레이놀즈 수에 비례하여 확장된다. 이러한 기하학적

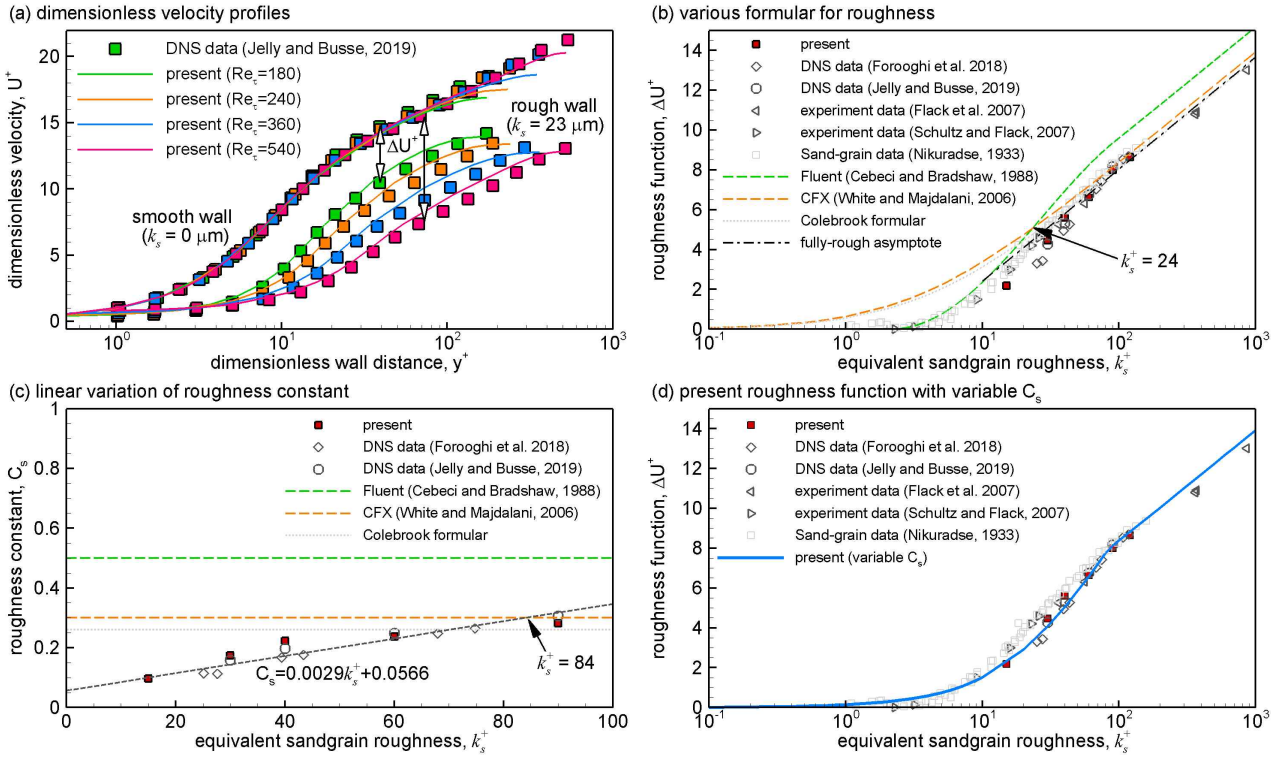


Fig. 7. A new roughness function with variable roughness value

변화로 인해 마찰 레이놀즈 수의 증가는 불규칙한 거친 표면의 영향을 증가시키고 $y^+ = 100$ 에서 무차원 속도를 점점 더 작아지게 한다.

이처럼 불규칙한 거친 표면에 대한 CFD 접근이 가능해졌음에도 불구하고 액체로켓엔진 냉각채널의 길이 스케일이 거칠기 높이 스케일의 10^3 배 수준으로 매우 크기 때문에 냉각채널의 모든 4개 벽면에 거친 표면을 충분한 격자 해상도로 적용하는 것은 여전히 도전적인 과제로 남아 있다. 따라서 많은 연구자들은 매끄러운 표면의 해석영역에서 거친 표면의 영향을 난류모델의 벽함수에 반영하는 방법을 개발하였다⁽²³⁻²⁴⁾. Figure 6는 $Re_\tau = 180$ 인 조건에서 매끄러운 표면과 불규칙한 거친 표면에서 얻어진 무차원 속도프로파일을 나타낸다. 매끄러운 표면에 비해 불규칙한 거친 표면에서 로그층의 무차원 속도분포가 일정한 수준으로 감소되는 것이 확인된다. 이러한 매끄러운 표면에서 불규칙한 거친 표면으로의 속도프로파일의 하향이동 ΔU^+ 를 거칠기 함수(Roughness function)으로 정의한다. 이러한 거칠기 함수의 영향을 표현하는 무차원 속도프로파일은 다음 식과 같은 관계를 가진다.

$$U^+ = \kappa^{-1} \log(y^+) + B - \Delta U^+$$

여기서, κ 는 폰 카르만 상수 0.41이고 B 는 매끄러운 벽면에서의 보정 상수 5.3이다. 위 식을 사용하여 Figure 2(b)에서 나타낸 것처럼 난류모델의 벽함수에 적용되어 복잡한 형상 없이도 거친 표면의 영향을 고려할 수 있게 된다.

거칠기 함수 ΔU^+ 에 따라서 거친 표면의 영향이 매우 달라질 수 있기 때문에 해석조건에 맞는 적절한 공식을 사용해야만 한다. 일반적으로 거칠기 함수 ΔU^+ 는 매끄러운 표면과 거친 표면에 대한 실험 및 해석을 진행하고 그 결과로부터 얻어지게 된다. Figure 7은 현재 연구에서 새롭게 제안된 거칠기 함수 공식을 보여준다. Figure 7(a)는 현재 연구의 해석결과와 Jelly and Busse⁽¹⁸⁾의 DNS 결과의 $y^+ - U^+$ 속도 프로파일을 보여준다. 거칠기 높이가 $23 \mu m$ 인 표면에서 무차원 속도 프로파일은 매끄러운 표면보다 ΔU^+ 만큼 감소하고 있다. 문헌조사에 의하면 벽 마찰저항을 더 잘 예측하기 위해 다음과 같이 다양한 거칠기 함수가 제안되어왔다. 그 중 ANSYS fluent⁽²⁵⁾에 적용된 Cebeci and Bradshaw⁽²³⁾의 거칠기 함수 공식은 다음과 같다.

$$\Delta U^+ = 0 \quad \text{if } k_s^+ < 2.25$$

$$\Delta U^+ = \kappa^{-1} \log \left(\frac{k_s^+ - 2.25}{87.75} + 0.5k_s^+ \right) \sin [0.4258 \{ \log(k_s^+) - 0.811 \}] \quad \text{if } 2.25 \leq k_s^+ < 90$$

$$\Delta U^+ = \kappa^{-1} \log(1 + 0.5k_s^+) \quad \text{if } k_s^+ \geq 90$$

여기서 등가 모래알 거칠기(equivalent sand-grain roughness)는 $k_s^+ = u_\tau k_s / \nu$ 이고, 등가 모래알 거칠기에 따라서 거칠기 함수 ΔU^+ 의 형태가 변화되고 있다. 반면 ANSYS CFX⁽²⁶⁾에 적용된 White and Majdalani⁽²⁴⁾의 거칠기 함수 공식은 다음과 같이 단순한 형태로 구현된다.

$$\Delta U^+ = \kappa^{-1} \log(1 + C_s k_s^+), \quad C_s = 0.3$$

Figure 7(b)는 거칠기 함수들^(23-24,27)과 DNS^(18,27) 및 실험 데이터들⁽²⁹⁻³⁰⁾의 비교를 보여준다. 상용코드 내에 적용된 2가지 거칠기 함수는 DNS 및 실험 결과의 경향성을 잘 나타내는 것으로 보인다. 하지만 정량적인 예측성능에서 대조적인 경향을 보이고 있다. $k_s^+ < 24$ 에서는 Cebeci and Bradshaw⁽²³⁾의 거칠기 함수가 $k_s^+ > 24$ 에서는 White and Majdalani⁽²⁴⁾의 거칠기 함수가 더 나은 예측성능을 보여준다. ΔU^+ 를 크게 예측하는 경우, 냉각채널의 압력손실을 과도하게 예측하게 되므로 냉각채널, 터빈, 펌프 등 다양한 시스템을 아우르는 전체 로켓 사이클의 설계 시 설계오류로 작용할 수 있다. 이러한 문제점을 개선하기 위해서 새로운 범용적 거칠기 함수의 개발이 요구된다. 현재 연구에서는 해석결과로부터 얻어진 거칠기 상수 C_s 의 변화 추세를 따르는 선형 함수를 적용하는 방법을 제안한다. Figure 7(c)는 이전의 전통적인 거칠기 함수 공식의 거칠기 상수 분포를 보여준다. 또한 현재 연구의 CFD 해석과 Foroohi 등⁽²⁸⁾과 Jelly and Busse⁽¹⁸⁾의 DNS 데이터에서 유도된 거칠기 상수 분포를 보여준다. 거칠기 상수 C_s 값은 현재 해석결과 및 참고문헌에 주어진 ΔU^+ 와 k_s^+ 를 통해 다음 식으로부터 계산된다.

$$C_s = \frac{e^{\kappa(\Delta U^+)} - 1}{k_s^+}$$

Figure 7(c)에서 해석 데이터에 의한 거칠기 상수 C_s 분포를 보면 k_s^+ 에 대해 선형적으로 증가하는 것이 명확하게 관찰된다. 기존 거칠기 함수 공식들의 0.253, 0.3, 0.5처럼 일정한 C_s 분포와는 매우 대조적인 결과이다. 이러한 결과를 통해서 거칠기 상수의 분포는 다음과 같은 선형의 추세가 얻어졌다.

$$C_s = \begin{cases} 0.0029k_s^+ + 0.0566 & \text{if } k_s^+ \leq 84 \\ 0.3 & \text{if } k_s^+ > 84 \end{cases}$$

현재 연구의 선형 함수를 적용하면 등가 모래알 거칠기 k_s^+ 는 매우 거친 표면에서 수 천까지 커질 수 있다는 문제점이 있다. 이 경우 ΔU^+ 는 비물리적으로 커지게 되어 Figure 7(a)에서 보여지는 무차원 속도 프로파일의 불변성을 해칠 수 있다. 이러한 문제점은 더 높은 k_s^+ 범위에 대한 해석결과를 추가하여 더욱 개선할 수 있지만 본 연구에서는 C_s 의 선형 분포를 $k_s^+ \leq 84$ 로 제한하는 방식을 적용하였다. $k_s^+ > 84$ 에서는 White and Majdalani⁽²⁴⁾의 거칠기 함수 공식과 동일하게 $C_s = 0.3$ 으로 처리된다.

Figure 7(d)는 본 연구에서 제안된 선형 거칠기 파라미터를 적용한 거칠기 함수 분포를 나타낸다. $0.1 \leq k_s^+ \leq 1000$ 의 전 구간에서 기존의 거칠기 함수에 비해 실험 및 DNS 데이터뿐만 아니라 본 연구의 불규칙한 거친 표면의 해석결과와도 잘 일치하고 있다. 따라서 난류모델의 벽함수에 적용하면 적층제조된 재생냉각채널의 설계 및 분석 목적으로 매우 유용할 것으로 판단된다.

3. 개선된 거칠기 함수를 사용한 초임계 메탄 냉각채널의 3차원 해석

최근 몇 년 간 초임계 메탄의 냉각채널 유동 및 열전달 특성에 대한 이해를 향상시키기 위하여 MTP라고 불리는 실험을 세팅하고 다양한 작동조건에 대한 실험연구 및 해석연구가 수행되어져왔다^(9,12,17,31). Figure 8은 MTP 실험으로부터 구성된 현재 연구에서 사용된 해석영역을 나타낸다. 냉각채널은 폭 1 mm와 높이 3 mm의 직사각형 단면을 가지는 300 mm의 직선형 유로이다. 냉각채널의 입구에는 질량유량 입구경계조건이 사용되며 출구에는 일정한 압력의 출구경계조건이 적용된다. 냉각채널의 단면 격자는 매끄러운 표면에서는 무차원 벽거리가 $y^+ < 1$ 이 되도록 밀집되고 난류모델의 벽함수를 사용하는 거친 표면의 경우 첫 번째 격자점의 벽으로부터의 거리가 $y_p = k_s$ 가 유지되도록 생성되었다. 전기로 가열되는 바닥 면적은 길이와 폭이 각각 300 mm와 125 mm이고 스탠드의 폭은 3 mm가 될 때까지 좁아지며 냉각채널에 열유속을 집중시키도록 설계되어있다. 전도성 고체 영역은 구리 합금이며 열전도 계수 k_w 은 298 K에서 365 W/m-K 650 K에서 325 W/m-K로 온도에 대해 선형적으로 변하게 된다. 2개의 단열 냉간 실험 케이스와 7개의 가열 실험케이스로 구성된 MTP 실험의 작동조건을 Table 1에 나타내었다.

본 연구의 초임계 메탄 냉각채널은 액체상태의 메탄으로 주입된다. 그 후 열전달 과정에서 초임계 압력조건에서 나타나는 가상의 임계온도를 지나며 기체상태의 메탄으로 변화하는 조건이다. 이러한 정상상태의 압축성 난류유동을 해석하기 위한 지배방정식인 연속방정식, Navier-Stokes 방정식, 에너지 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial (\rho U_i)}{\partial x_i} = 0$$

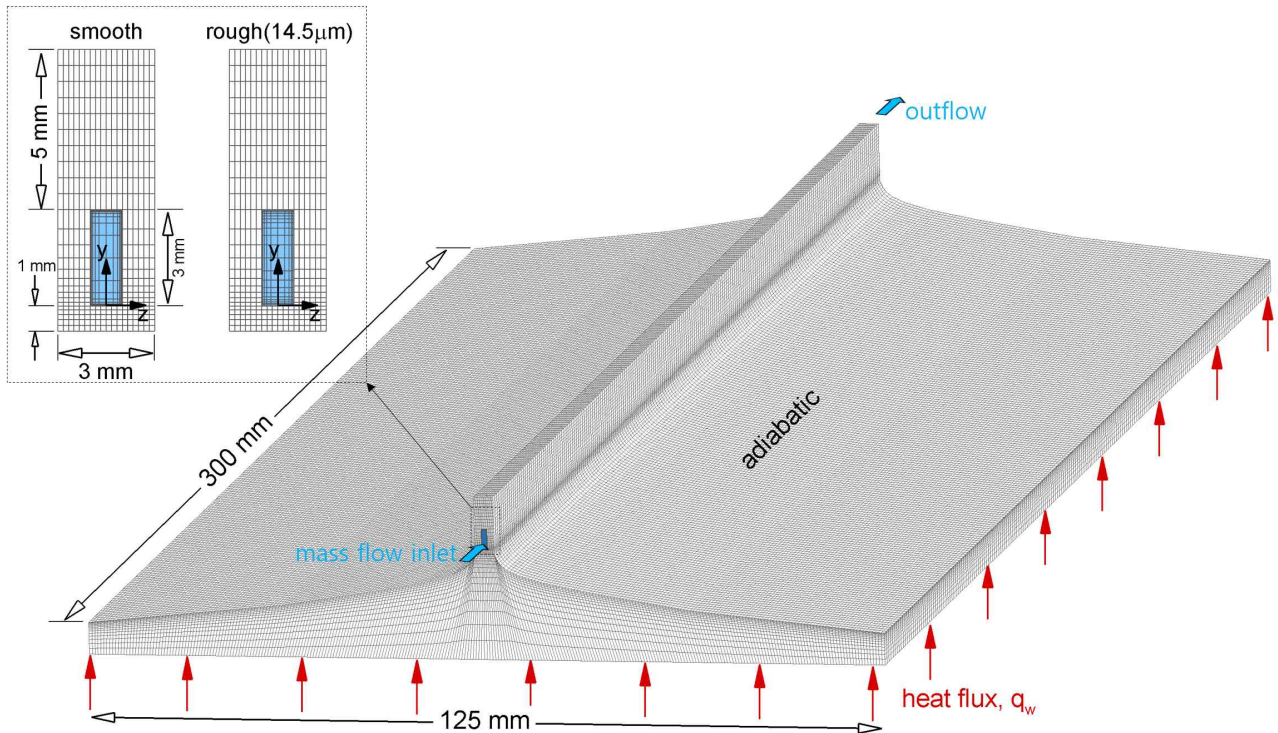


Fig. 8. Computational domain for cooling channel

$$\frac{\partial (\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \rho u_i u_j \right)$$

$$\frac{\partial (\rho U_j T)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right)$$

여기서, ρ , U_i , P , μ , T , Pr 은 각각 유체의 밀도, i 방향 속도, 점성계수, 온도, 프란틀 수를 나타낸다. 레이놀즈 응력 $\rho u_i u_j$ 는 $-\rho u_i u_j = \mu_t (\partial U_i / \partial x_j + \partial U_j / \partial x_i) - 2\rho k \delta_{ij} / 3$ 에 의해 계산된다. 고체영역의 에너지 보존 방정식은 아래 식과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\kappa_w \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) = 0$$

난류모델은 standard $k-\epsilon$ 모델이 선택되었다. 난류 운동 에너지(k)와 난류 소산율(ϵ)은 다음 방정식을 통해 얻어진다.

Table 1. Operating conditions of MTP test bench⁽¹⁷⁾

Tests	Mass flow rate (g/s)	Inlet temperature (K)	Outlet temperature (K)	Inlet pressure (bar)	Outler pressure (bar)	Heat source (kW)
0A	15.72	133.0	135.0	85.72	82.98	0
4	20.57	140.8	262.8	128.92	120.61	11.0

Table 2. Parameters and coefficients for the extened RK-PR EoS⁽³⁴⁾

Parameter	
δ_1	$d_1 + d_2 (d_3 - Z_c^{EoS})^{d_4} + d_5 (d_3 - Z_c^{EoS})^{d_6}$
δ_2	$(1 - \delta_1) / (1 + \delta_1)$
a	$\frac{3y^2 + 3yd + d^2 + d - 1}{(3y + d - 1)^2} \left(\frac{R_u T_{cr}^2}{P_{cr}} \right)$
b	$\frac{1}{(3y + d - 1)^2} \left(\frac{R_u T_{cr}}{P_{cr}} \right)$
$\alpha(T)$	$\left(\frac{3}{2 + T/T_{cr}} \right)^K$
K	$(A_0 + Z_c^{EoS} A_1) \omega_c^2 + (B_0 + Z_c^{EoS} B_1) \omega_c + (C_0 + Z_c^{EoS} C_1)$
Z_c^{EoS} / Z_c	$-1.2(Z_c - 0.26) + 1.168$
$d_1 = 0.428363, d_2 = 18.496215, d_3 = 0.338426, d_4 = 0.66, d_5 = 789.723105, d_6 = 2.512392$	
$A_0 = 0.0017, A_1 = -2.4407, B_0 = 1.9681, B_1 = 7.4513, C_0 = -2.7238, C_1 = 12.504$	

$$\frac{\partial(\rho k U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon - Y_M$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + G_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

여기서 $\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \epsilon$ 이고, G_k 와 Y_M 는 각각 난류 운동 에너지 생성항 및 소산항을 나타낸다. 모델상수들은 $C_{1\epsilon} = 1.44$, $C_{2\epsilon} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$, 그리고 $\sigma_\epsilon = 1.3$ 이다. 거친 표면의 효과를 위해서 2절에서 새롭게 얻어진 거칠기 함수 ΔU^+ 를 반영한 표준 벽함수(standard wall function)가 채널 내벽 경계조건에 적용되었다. 질량, 운동량, 에너지 보존 지배방정식들과 압력보정은 현재 연구에서 개발된 in-house 코드로 처리된다. 현재 개발된 코드는 추후 불규칙한 거친 표면으로 확장하여 비정상해석까지 수행하기 위해서 압력-속도-밀도 수정을 위해 수정된 PISO 알고리즘이 사용되었다⁽³²⁾. 그리고 모든 대류항의 차분화에는 4차 정확도의 compact 차분법이 선택되었다⁽³³⁾. 시간 증분은 CFL(Courant-Friedrichs-Lewy) 수는 0.5로 선택되었고, 시간 적분에는 Crank-Nicolson 법이 선택되었다. 수렴은 10^{-6} 의 잔차 기준을 사용하여 평가된다.

본 연구에서는 초임계 압력조건의 냉각채널이 선택되었기 때문에 실제 유체 상태방정식(Real-fluid equation of state)에 의한 물성치 예측이 요구된다. Zhu 등⁽³⁴⁾의 3개의 매개변수를 이용한 Redlich-Kwong(RK)-Peng-Robinson(PR) 상태방정식이 메탄 냉각채널 해석에서 선택되었다. RK-PR 상태방정식은 다음 식과 같은 형태를 가진다.

$$P = \frac{\rho R_u T}{M_w - b\rho} - \frac{a\alpha(T)\rho^2}{(M_w + \delta_1 b\rho)(M_w + \delta_2 b\rho)}$$

여기서, R_u 와 M_w 는 각각 일반기체상수 8314 J/mol-K와 유체의 분자량을 나타낸다. 현재 상태방정식은 임계 압축계수(critical compressibility factor) Z_c 의 범위를 $0.22 < Z_c < 0.303$ 으로 확장하여 다양한 항공우주 모빌리티들의 냉각채널 시뮬레이션에 효과적으로 적용할 수 있다. 예를

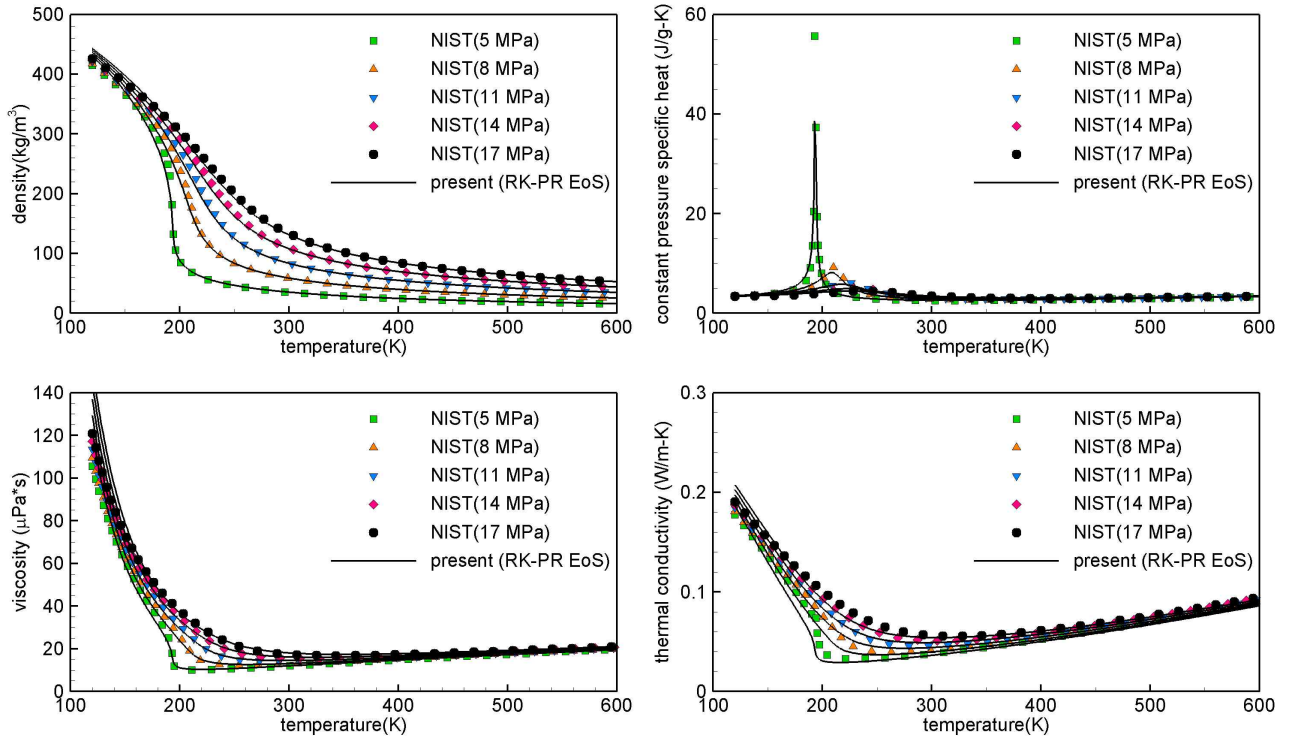
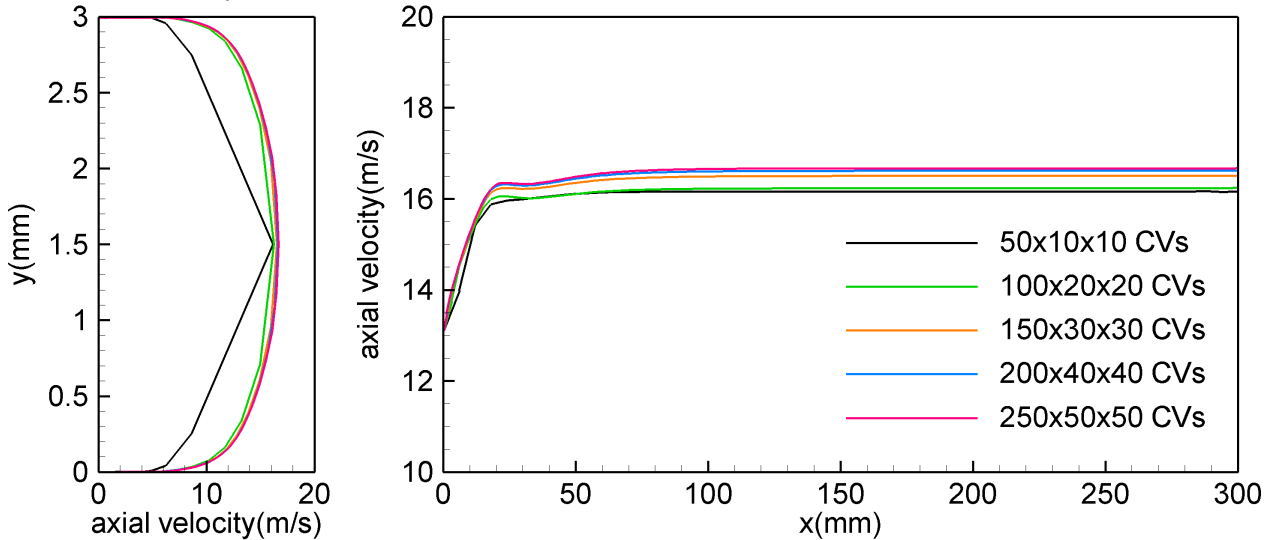


Fig. 9. Thermal and transport properties of methane

들어서 항공유의 주요 성분인 n-decane, 메탄, 그리고 수소의 Z_c 값은 각각 0.256, 0.286, 그리고 0.301이다. 상태방정식과 관련된 매개변수와 계수들은 다음 table 2에 요약되어있다. 또한 초임계 압력조건에서 유체의 열전도계수 및 점성계수와 같은 전달 물성치들을 결정하기 위해 Chung의 모델⁽³⁵⁾이 채택되었다. RK-PR EoS의 물성치 예측 성능은 NIST(National institute of standards and technology)의 데이터로 평가되었다. Figure 9은 밀도와 정압비열, 점성계수의 온도 및 압력 변화에 따른 분포를 보여준다. 온도는 메탄의 유입 온도인 120 K에서 600 K의 범위로 설정되었고, 압력은 임계 압력에 가까운 5 MPa에서 MTP의 모든 실험 조건의 범위를 포함하는 17 MPa까지 설정되었다. 본 연구에서 사용된 RK-PR EoS에 의해 예측된 메탄의 물성치 특성은 NIST 데이터와 잘 일치하는 것이 확인된다. 초임계 압력조건에서 액체 메탄이 냉각채널에서 가열되면 가상의 임계온도를 지나면서 가성비등(pseudo-boiling)현상이 발생한다⁽¹⁰⁾. 이때 메탄의 물성치는 급격하게 변화된다. 이러한 물성치 변화는 열전달 저하와 관련이 있기 때문에 초임계 압력조건의 냉각채널의 수치해석에서 반드시 고려해야하는 요소이다.

표면 거칠기에 의한 열전달 변화를 평가하기 전에 적절한 격자 해상도를 결정하기 위해 5가지

(a) axial velocity distribution



(b) pressure distribution

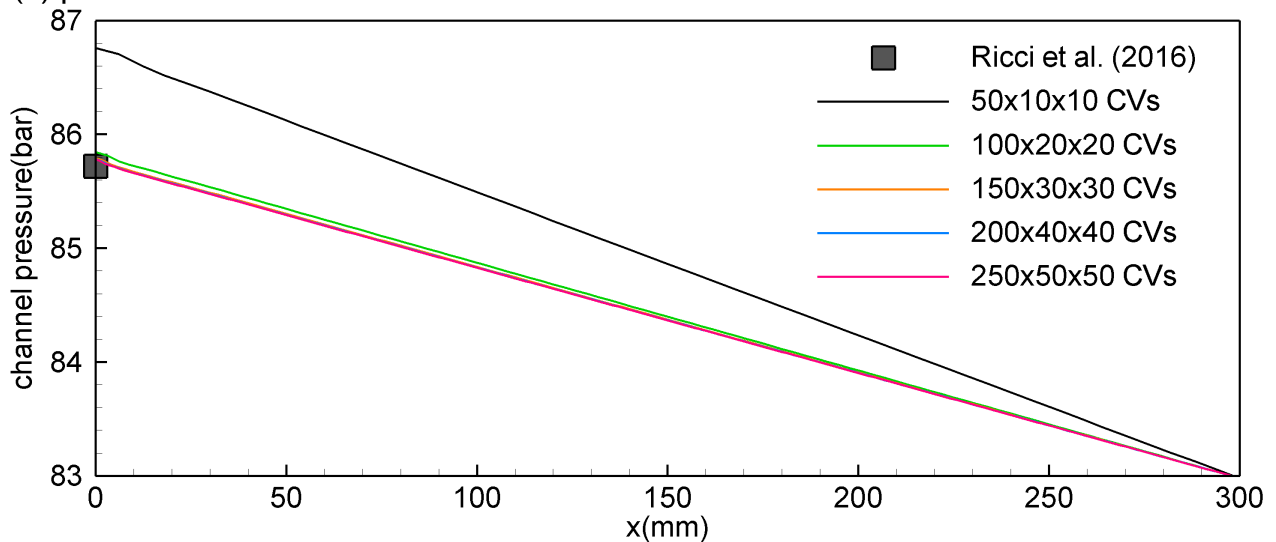


Fig. 10. Grid dependency test for MTP 0A case⁽¹⁷⁾

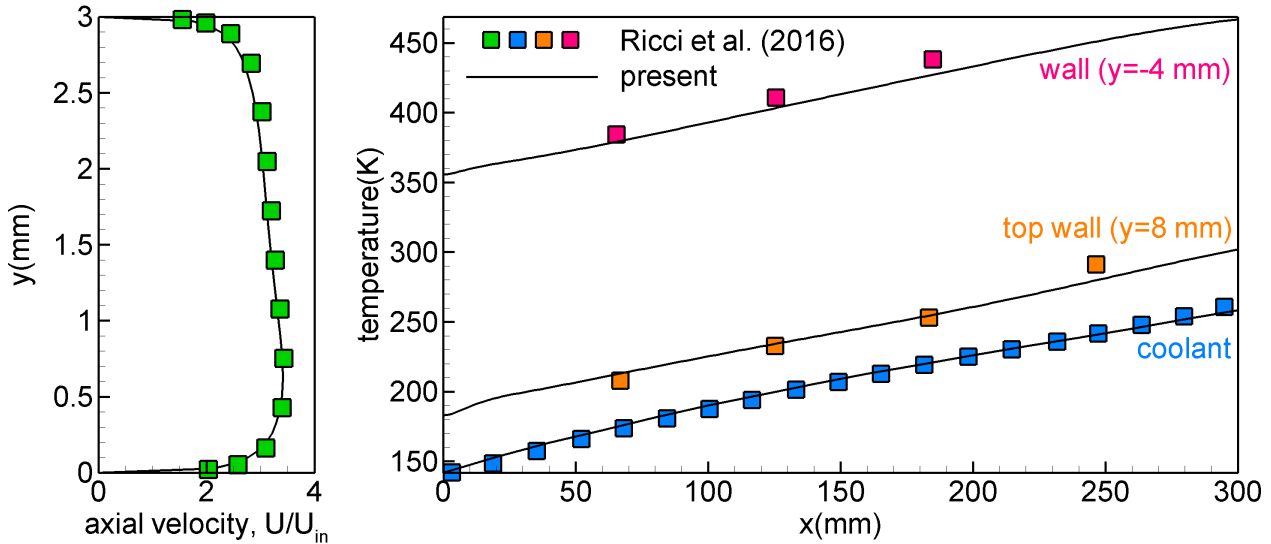


Fig. 11. Validation of present CFD method for MTP hot-4 case⁽¹⁷⁾

격자구성에 대해 격자 의존성(grid dependency) 테스트를 수행하였다. 격자의 구성은 x , y , z 축 방향으로 각각 $50 \times 10 \times 10$ CVs에서 $250 \times 50 \times 50$ CVs까지 일정하게 증가된다. 해석조건은 선행연구의 거친 표면을 가지는 단열채널이 선택되고 본 연구의 거칠기 함수를 적용하여 최종 격자의 압력손실이 평가된다. Figure 10는 5개의 격자 구성에 대한 축방향 속도 분포들과 압력분포를 보여준다. Figure 10(a)에서 격자 해상도가 증가함에 따라 축방향 속도 분포는 특정 값으로 수렴하고 있다. $320,000$ 개($200 \times 40 \times 40$ CVs)의 격자보다 큰 격자 구성의 경우 축방향 속도 분포의 차이는 0.3% 이하로 줄어든다. Figure 10(b)의 축방향 압력분포 또한 특정 값으로 수렴하고 있다. 현재 수렴된 해석결과에서 얻어진 채널의 입구압력 85.74 bar는 Ricci 등⁽¹⁷⁾의 실험 결과인 85.71 bar와 단 0.04% 의 차이만을 보여준다. 따라서 본 연구의 모든 후속 계산에서 채널의 격자 구성은 $200 \times 40 \times 40$ 으로 유지된다.

본 연구에서 제안된 거칠기 함수가 적용된 현재 해석방법이 초임계 압력조건의 메탄 냉각채널 해석에 적절한지 평가하기 위해서 Table 1의 Ricci 등⁽¹⁷⁾의 4번 실험 케이스에 대한 해석을 수행하였다. Figure 11은 본 연구의 해석결과로부터 얻어진 $x=292$ mm에서의 축방향속도의 분포와 온도분포를 보여준다. 동시에 Ricci 등⁽¹⁷⁾의 CFD 및 실험결과를 통해 검증되었다. 축방향속도는 Figure 10(a)의 단열조건과 다르게 가열되는 아래쪽 벽에서 가속되는 특징을 나타내고 있다. 초임계 압력조건의 액체메탄 로켓엔진의 냉각채널은 기존의 기계가공 방식의 거칠지 않은 표면을 가지는 경우에 국부적으로 열전달 저하가 발생할 수 있다⁽³⁶⁾. 그럼에도 불구하고 현재 결과의 온도분포는 열전달 저하가 없이 선형적으로 단조롭게 증가하는 특징을 보여준다. 이는 모든 MTP 열전달 실험들이 메탄의 임계압력 4.6 MPa의 2배 이상으로 높은 압력에서 작동하기 때문에 물성 변화가 완만해지고 거친 표면에 의해 열전달 저하가 완화된 때문이다. 이처럼 거친 표면이 유동 및 열전달에 주는 영향을 잘 반영하는 것으로 보아 현재 해석코드가 적층제조 메탄 냉각채널의 열전달 성능을 분석하기 위한 도구로써 매우 유용할 것으로 판단된다. 그러나 열전달 상관관계를 개발하기 위해서는 표면의 거친 정도와 열유속, 작동압력이 다양하게 변화되는 해석조건들에 대한 추가적인 분석이 필요할 것으로 보인다.

4. 적층제조 메탄 냉각채널 해석을 위한 열전달 상관관계 분석

냉각채널의 열전달 성능을 나타내는 가장 기본적인 Dittus-boelter의 누셀트 수 상관식⁽³⁷⁾은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$Nu_c = 0.023 Re_c^{0.8} Pr_c^{0.4}$$

여기서, Re_c 와 Pr_c 는 각각 레이놀즈 수와 프란틀 수 이다. 냉각채널 내의 국부적인 레이놀즈 수는 $Re_c = \rho_c U_c d_h / \mu_c$ 로부터 얻어진다. 냉각수의 축방향속도는 $U_c = \dot{m}_c / \rho_c A_c$ 에 의해 계산되며 $\dot{m}_c$, ρ_c , A_c 는 각각 냉각수 질량유량, 밀도, 냉각채널 단면의 넓이이다. 이 누셀트 수 상관식은 다양한 채널 내벽에서의 대류열전달 상황에 대해 성공적으로 적용되어 왔다. 그러나 초임계 압력조건의 메탄 냉각채널의 경우에는 유용하지 않은 것으로 평가되었다. 액체메탄을 사용하는 로켓엔진 냉각채널과 유사한 조건에서는 급격한 물성치 변화를 동반하는 열전달 저하가 나타나기 때문에 최근 Pizzarelli⁽¹¹⁾는 다음과 같은 물성치를 고려한 누셀트 수 상관식을 제안하였다.

$$Nu_c = 0.026 Re_c^{0.8} Pr_c^{0.16} \Lambda^{0.28}$$

$$\Lambda = \frac{\rho_{wc}}{\rho_c} \frac{\kappa_{wc}}{\kappa_c} \frac{c_p}{c_p} \left(\frac{\mu_c}{\mu_{wc}} \frac{T_c}{T_{wc}} \right)^2$$

여기서 Re , Pr , d_h , ρ , κ , c_p , μ , 그리고 T 는 각각 레이놀즈 수, 프란틀 수, 수력직경, 밀도, 열전도계수, 정압비열, 점성계수이다. 평균 정압비열은 $\overline{c_p} = (H_{wc} - H_c) / (T_{wc} - T_c)$ 와 같이 엔탈피와 온도로부터 계산된다. 하첨자 c 와 wc 는 각각 냉각수와 채널 내벽을 나타낸다. 이러한 형태의 열전달 상관관계는 가성비등(pseudo boiling)에 의해 물성치가 급격하게 변화할 때 나타나는 열전달 저하를 포함한다. 그럼에도 불구하고 거친 표면 및 채널 압력 증가에 의한 완화 특성을 포함하는 열전달 상관관계의 개발은 여전히 어려운 것으로 보인다.

현재 연구에서는 거친 표면의 영향이 포함되는 메탄 냉각채널의 열전달 해석 데이터를 확보하기 위한 해석연구가 수행되었다. Figure 12은 3가지 해석영역과 하단 벽의 온도분포를 보여준다. 열전달에 대한 표면 거칠기의 영향을 살펴보기 위해서 매끄러운 표면과 거칠기 높이 $23 \mu m$, $46 \mu m$ 가 각각 선택되었다. 불규칙적으로 거친 표면은 Figure 3에서 설명한 것과 동일한 방법으로 얻어지고 동일한 수준의 격자 구성을 사용하였다. Table 3은 현재 연구의 6가지 해석 조건들을 나타낸다. 모든 해석조건은 메탄엔진의 냉각채널과 유사하게 120 K의 액체메탄이 20 g/s의 질량유량으로 유입되는 조건을 적용하였다. 또한 모두 동일하게 하단 벽을 통해 $5 MW/m^2$ 의 열유속 경계조건이 부여되었다. 임계 압력에 가까운 5 MPa과 11 MPa의 높은 압력이 함께 비교되었다. 벽에 가까운 점성저층 영역까지 난류 유동장을 처리하기 위해 standard $k-\epsilon$ 모델과 enhanced wall

Table 3. Present test cases

Tests	Mass flow rate (g/s)	Inlet temperature (K)	Roughness height (μm)	Channel pressure (bar)	Heat flux (MW/m^2)
1	20.0	120.0	0	50	5
2			0	110	
3			23	50	
4			23	110	
5			46	50	
6			46	110	

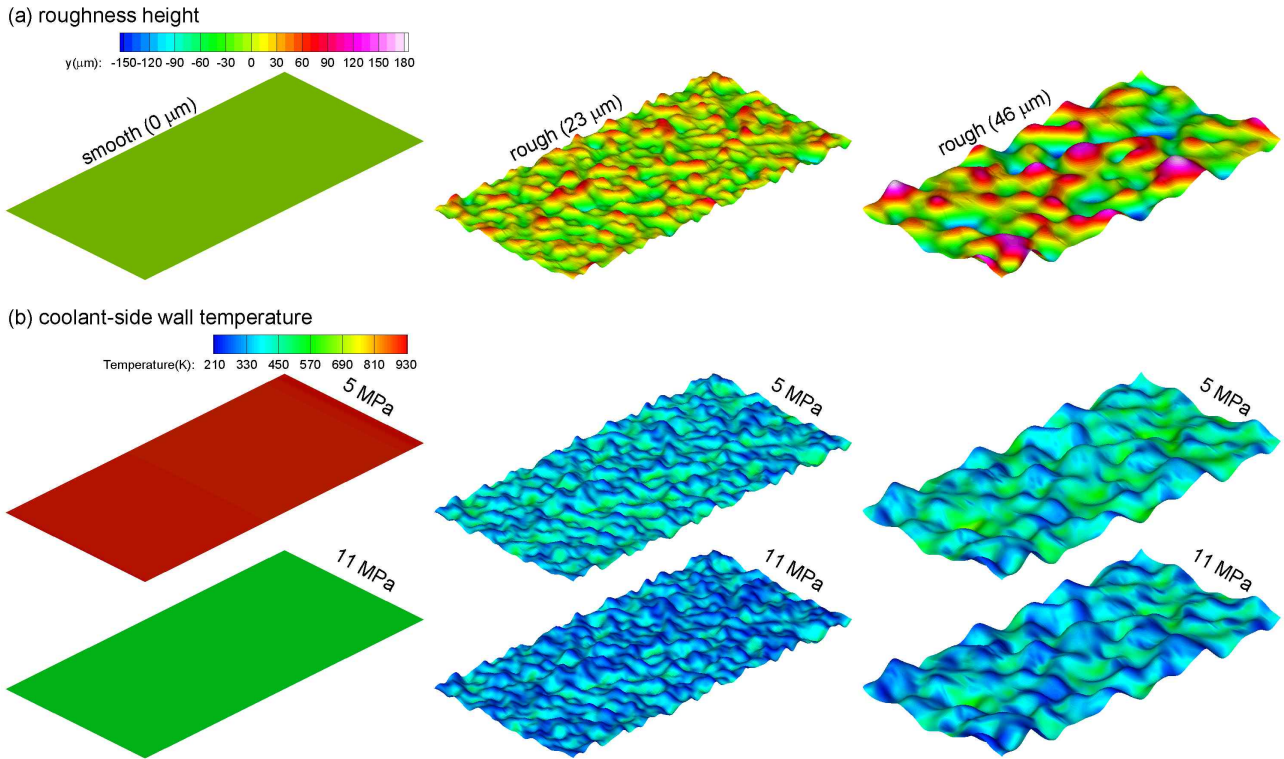


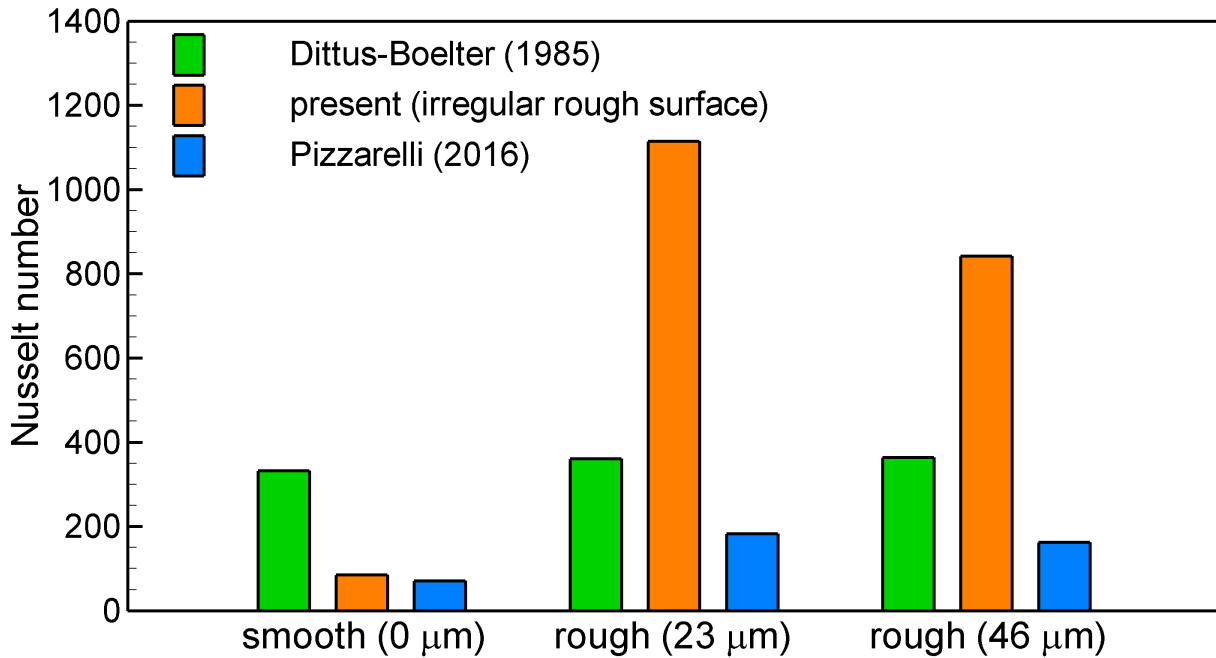
Fig. 12. Effect of roughness height and pressure on wall temperature

treatment를 선택하였다. 메탄의 물성치들은 확장된 RK-PR EoS⁽³⁴⁾와 Chung⁽³⁵⁾의 모델로 계산되었다.

Figure 12(a)는 표면 거칠기에 따른 생성 표면의 차이를 보여준다. 현재 연구에서 생성한 불규칙한 거친 표면은 거칠기 높이 23 μm 에서는 조밀하고 작은 굴곡을 가진다. 거칠기 높이가 46 μm 로 증가하면 크고 성긴 굴곡으로 변화된다. Figure 12(b)는 이러한 표면 거칠기 높이 변화와 작동압력에 따른 벽면 온도분포의 차이를 나타낸다. Test 1의 매끄러운 표면의 5 MPa 조건에서는 열전달 저하가 발생하여 표면의 온도는 930 K까지 증가한다. 그러나 압력은 동일하고 표면 거칠기 높이가 증가하는 Test 3과 Test 5의 경우에 표면의 최대 온도는 500 K 수준으로 감소한다. 이때, 거칠기 높이가 23 μm 에서 46 μm 으로 증가하여도 표면의 온도는 크게 달라지지 않는 것이 매우 흥미로운 결과이다. 거칠기 높이가 작으면 표면 주변의 작은 스케일의 유동구조가 지배적인 영향을 줄 것이고, 거칠기 높이가 크면 표면의 큰 굴곡에 의한 큰 스케일의 유동구조가 표면 온도에 중요한 영향을 줄 것으로 예상된다. 이러한 부분은 LES(Large eddy simulation)을 통해 추가적으로 살펴볼 예정이다. 이러한 결과로 볼 때 다양한 case에 대한 추가적인 연구를 통해서 열전달 저하가 나타나지 않는 표면 거칠기의 임계 수준을 찾을 수 있을 것으로 기대된다. 이러한 기준은 최소한의 압력손실로 열전달 저하의 완화효과를 적용할 수 있기 때문에 매우 유용할 것으로 보인다. 또한 채널 압력이 11 MPa로 증가하면 거친 표면의 온도가 거의 상온 수준으로 감소한다. 매끄러운 표면에서도 열전달 저하가 나타나지 않고 있다. 따라서 최근 재사용 가능한 저비용 액체로켓엔진 개발이 중요해짐에 따라 많은 연구가 수행되어지고 있는 가변추력 메탄엔진처럼 압력이 유동적으로 변하는 조건에서 거친 표면의 역할이 중요해질 것으로 보인다.

Figure 13는 이러한 표면 거칠기 높이와 채널 압력의 변화에 따른 표면의 누셀트 수와 Dittus-Boelter⁽³⁷⁾와 Pizzarelli⁽¹¹⁾의 누셀트 수 상관식으로부터 얻어진 결과를 비교한다. Figure 13(a)의 근임계 압력 5 MPa의 경우 Figure 12(b)에서 보았던 것처럼 매끄러운 표면에서 열전달 저하가 발생하기 때문에 Pizzarelli의 누셀트 수 상관식에 의한 값이 본 연구의 CFD 결과와 잘 일치한다. Dittus-Boelter의 누셀트 수 상관식은 물성치의 변화를 감지할 수 없기 때문에 누셀트 수를 약 5배로 매우 크게 예측하고 있다. 현재 연구의 불규칙한 거친 표면에서는 누셀트 수가 매끄러운 표면에 비해 10배 이상 증가한다. 이러한 조건에서 기존의 누셀트 수 상관식들의 예측 범위를 완전히 벗어나는

(a) heat transfer coefficient at near critical pressure (5MPa)



(b) heat transfer coefficient at high pressure (11MPa)

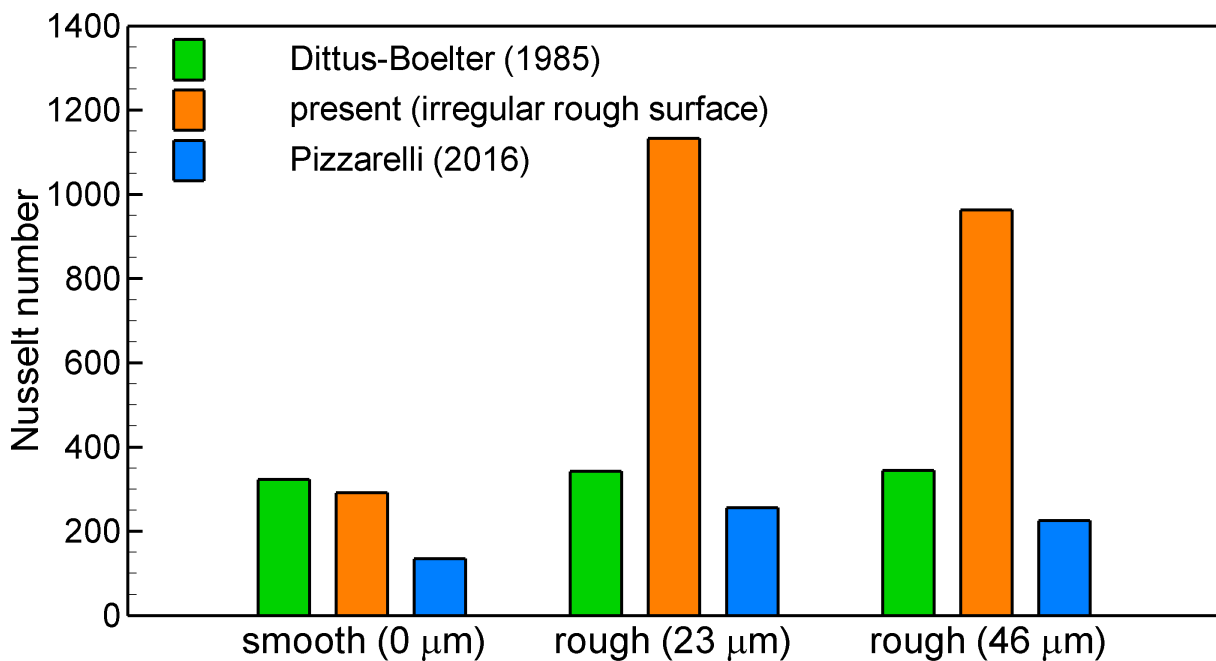


Fig. 13. Comparison of Nusselt number correlation

것으로 확인된다. Figure 13(b)를 보면 11 MPa의 높은 채널 압력에서는 매끄러운 표면에 대해 Dittus-Boelter의 누셀트 수 상관식이 적절하게 사용될 수 있다. 불규칙한 거친 표면의 경우는 근임계 압력 5 MPa에서와 거의 동일하게 매우 높은 열전달 성능을 보였다. 추후 적층제조된 항공우주 모빌리티의 열설계를 위해서 이러한 불규칙한 거친 표면에 대한 이해를 향상시키고 적절한 누셀트 수 상관식을 개발할 필요가 있다. 그러한 연구를 위해서 본 연구의 불규칙한 거친 표면 해석코드는 매우

유용하게 사용될 수 있을 것이다.

결론

본 연구에서는 불규칙적인 거친 표면을 가지는 적층제조된 항공우주 모빌리티의 재생냉각시스템을 위한 해석코드를 개발하고 메탄 냉각채널에서 거친 표면에 의한 열전달 특성 변화를 분석하였다. 불규칙한 거친 표면은 적층제조 표면과 통계적으로 동일한 가우시안 분포를 가지도록 3차원적으로 생성되었다. 불규칙한 거친 표면에 대한 유동해석 결과는 Realizable $k-\epsilon$ 난류모델로 얻어졌다. 매끄러운 표면에서 거친 표면으로의 무차원 속도프로파일의 하향이동 결과로부터 가장 간단한 형태의 거칠기 함수 $\Delta U^+ = \kappa^{-1} \log(1 + C_s k_s^+)$ 의 거칠기 상수 C_s 를 보정하는 방법이 새롭게 제안되었다. $C_s = 0.3$ 을 $C_s = 0.0029k_s^+ + 0.0566$ 의 선형함수로 변경함으로써 개선된 거칠기 함수가 제안되었다. 새로운 거칠기 함수는 적층제조 메탄 냉각채널을 위한 MTP 실험 스탠드에 대해 검증되었다. 거칠기 함수는 난류모델의 벽함수에 적용하여 불규칙한 거친 표면을 생성하지 않고 적은 수치비용으로 적층제조된 재생냉각채널의 열유동 분석을 효과적으로 수행할 수 있게 하였다. 제안된 거칠기 함수를 사용한 CFD 해석결과는 실험결과와 아주 잘 일치하는 것으로 나타났다. 또한 메탄 냉각채널의 거친 표면 ($23\ \mu\text{m}$, $46\ \mu\text{m}$)과 채널 압력(5 MPa, 11 MPa)에 의한 열전달 특성 변화가 조사되었다. 표면 거칠기는 메탄 냉각채널의 가상의 임계온도 근처에서 나타나는 열전달 저하 특징을 완화시켰다. 또한 채널 압력의 증가는 가상의 임계온도 근처에서 물성치 변화를 완만하게 하여 열전달 저하가 약해지는 것으로 나타났다. 대류 열전달 계수의 비교를 통해서 기존의 메탄 냉각채널을 위한 누셀트 수 상관식은 열전달에 대한 거친 표면에 의한 영향을 고려하는 것에 여전히 어려움이 있는 것으로 확인되었다. 현재 연구에서 개발한 불규칙한 거친 표면 해석코드는 적층제조 메탄 냉각채널을 위한 새로운 누셀트 수 상관식 개발에 매우 유용하게 사용될 것으로 보인다.

참고문헌

- [1] T. J. Jeon and T. S. Park, "Thermal recycling analysis in regenerative cooling channels based on liquid rocket engine cycles," *Applied Thermal Engineering*, vol. 256, 124095, 2024.
- [2] S. Yang, H. Zhao, N. Zhuang, and X. Tang, "Thermal protection of the nuclear rocket engine nozzle based on regenerative cooling method," *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 204, 109201, 2024.
- [3] G. Gallo, Y. Miyahara, L. Kamps, and H. Nagata, "Regenerative cooling in hybrid rocket engines based on self-pressurized liquid nitrous oxide," *Applied Thermal Engineering*, vol. 254, 123928, 2024.
- [4] S. Luo, D. Xu, J. Song, and J. Liu, "A review of regenerative cooling technologies for scramjets," *Applied Thermal Engineering*, vol. 190, 116754, 2021.
- [5] T. S. Park, "Effects of aspect ratio on the turbulent heat transfer of regenerative cooling passage in a liquid rocket engine," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 64, no. 9, pp. 710–728, 2013.
- [6] S.-K. Kim, M. Joh, H. S. Choi, and T. S. Park, "Effective modeling of conjugate heat transfer and hydraulics for the regenerative cooling design of kerosene rocket engines," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 66, no. 8, pp. 863–883, 2014.
- [7] F. Kerstens, A. Cervone, and P. Gradl, "End to end process evaluation for additively manufactured liquid rocket engine thrust chambers," *Acta Astronautica*, vol. 182, pp. 454–465, 2021.
- [8] B. Xie, H. Han, R. Gao, W. Luo, and R. Yu, "Experimental study on pyrolysis coking characteristics of supercritical n-decane in corrugated channel," *International Journal of Heat*

- and Mass Transfer, vol. 234, 126123, 2024.
- [9] M. Pizzarelli, F. Nasuti, M. Onofri, P. Roncioni, R. Votta, and F. Battista, "Heat transfer modeling for supercritical methane flowing in rocket engine cooling channels," *Applied Thermal Engineering*, vol. 75, pp.600–607, 2015.
- [10] T. J. Jeon and T. S. Park, "Development of a numerical method for regenerative cooling channels with phase change of throttleable liquid rocket engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 27, no. 6, pp. 9–20, 2023.
- [11] M. Pizzarelli, "A CFD-derived correlation for methane heat transfer deterioration," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 69, no. 3, pp. 242–264, 2016.
- [12] M. Pizzarelli, A. Cegan, F. Battista, and F. Nasuti, "Application of semiempirical correlations for multidimensional heat transfer in rocket engine cooling channels," *Applied Thermal Engineering*, vol. 254, 123816, 2024.
- [13] M. Shokri and A. Embrahimi, "Heat transfer aspects of regenerative-cooling in methane-based propulsion systems," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82–83, pp. 412–424, 2018.
- [14] M. Shokri and A. Embrahimi, "Improvement of heat-transfer correlations for supercritical methane coolant in rectangular channel," *Applied Thermal Engineering*, vol. 147, pp. 216–230, 2019.
- [15] M. Zhang, W. Miao, Y. Li, H. Xie, and S. Zhu, "Correction for Nusselt number correlations of transcritical methane based on radial velocity distribution," *Heat Transfer Engineering*, 2024.
- [16] H. Garg, L. Wang, and C. Fureby, "Heat transfer enhancement with additively manufactured rough surfaces: Insights from large-eddy simulations," *Physics of Fluids*, vol. 36, 025109, 2024..
- [17] D. Ricci, P. Natale, and F. Battista, "Experimental and numerical investigation on the behavior of methane in supercritical conditions," *Applied Thermal Engineering*, vol. 107, pp. 1334–1353, 2016.
- [18] T. O. Jelly and A. Busse, "Reynolds number dependence of Reynolds and dispersive stresses in turbulent channel flow past irregular near-Gaussian roughness," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 80, 108485, 2019.
- [19] T. O. Jelly and A. Busse, "Reynolds and dispersive shear stress contributions above highly skewed roughness," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 852, pp. 710–724, 2018.
- [20] M. Balbaa, S. Mekhriel, M. Elbestawi, and J. McIlssac, "On selective laser melting of inconel 718: densification, surface roughness, and residual stresses," *Materials and Design*, vol. 193, 108818, 2020.
- [21] T. S. Park, H. S. Choi, and K. Suzuki, "Nonlinear model and its application to the flow and heat transfer in a channel having one undulant wall," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 47, pp. 2403–2415, 2004.
- [22] M. Kadivar, D. Tormey, and G. McGranaghan, "A comparison of RANS models used for CFD prediction of turbulent flow and heat transfer in rough and smooth channels," *International Journal of Thermofluids*, vol. 20, 100399, 2023.
- [23] T. Cebeci and P. Bradshaw, "Momentum transfer in boundary layers," McGraw-Hill Book Co, 1988.
- [24] F. M. White and J. Majdalani, "Viscous fluid flow," McGraw-Hill Book Co, NY, 2006.
- [25] ANSYS Fluent 17.0 User's Guide, ANSYS Inc, 2016.
- [26] ANSYS CFX Solver Theory Guide, ANSYS Inc, 2021
- [27] J. Nikuradse, "Laws of flow in rough pipes," NACA-TM-1292, 1933.

- [28] P. Forooghi, A. Stroh, P. Schlatter, and B. Frohnäpfel, "Direct numerical simulation of flow over dissimilar, randomly distributed roughness elements: a systematic study on the effect of surface morphology on turbulence," *Physical Review Fluids*, vol. 3, No. 4, 2018.
- [29] K. A. Flack, M. P. Schultz, and J. S. Connelly, "Examination of a critical roughness height for outer layer similarity," *Physics of Fluids*, vol. 19, 2007.
- [30] M. P. Schultz and K. A. Flack, "The rough-wall turbulent boundary layer from the hydraulically smooth to the fully rough regime," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 580, 2007.
- [31] F. Nasuti and M. Pizzarelli, "Pseudo-boiling and heat transfer deterioration while heating supercritical liquid rocket engine propellants," *The Journal of Supercritical Fluids*, vol. 168, 105066, 2021.
- [32] T. S. Park, "Effects of time-integration method in a large-eddy simulation using PISO algorithm: Part II-thermal field," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 50, pp. 247-262, 2006.
- [33] S. K. Lele, "Compact finite difference schemes with spectral-like resolution," *Journal of Computational Physics*, vol. 103, pp. 16-42, 1992.
- [34] H. Zhu, M. Battistoni, B. M. Ningegowda, F. N. Z. Rahantamialisoa, Z. Yue, H. Wang, and M. Yao, "Thermodynamic modeling of trans/supercritical fuel sprays in internal combustion engines based on a generalized cubic equation of state," *Fuel*, vol. 307, 121894, 2022.
- [35] T. H. Chung, M. Ajlan, L. L. Lee, and K. E. Starling, "Generalized multiparameter correlation for nonpolar and polar fluid transport properties," *Industrial and Engineering Chemistry Research*, vol. 27, No. 4, pp. 671-679, 1988.
- [36] M. Pizzarelli, A. Urbano, and F. Nasuti, "Numerical analysis of deterioration in heat transfer to near-critical rocket propellants," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 57, no. 5, pp. 297-314, 2010.
- [37] F. W. Dittus and L. K. M. Boelter, "Heat transfer in automobile radiators of the tubular type," *International Communications in Heat and Mass Transfer*, vol. 12, pp. 3-22, 1985.