

항공기용 엔진제어기의 진공 브레이징 냉각유로 설계 및 압력손실 평가

한명재^{a,*} · 설진운^a · 정승호^a · 차민경^a · 장호연^b · 김종희^c

Design and Pressure Loss Evaluation of Vacuum Brazed Cooling Passage for Full Authority Digital Engine Control

Myeongjae Han^{a,*} · Jinwoon Seol^a · Seungho Jeong^a ·
Minkyung Cha^a · Hoyoun Jang^b · Junghoe Kim^c
^a Precision Guided Munition R&D Group, LIG Nex1, Korea
^b Aerospace R&D Center, Hanwha Aerospace, Korea
^c Aerospace Tech. -3rd, Agency for Defense Development, Korea
* Corresponding author. E-mail: myeongjae.han@lignex1.com

ABSTRACT

A vacuum brazed cooling passage for an aircraft engine controller was designed. In order to predict the total pressure loss, which is the main design factor of the cooling passage, theoretical and numerical methods for the major loss and the minor loss considering the overall shape of the cooling passage are presented. This design and evaluation method can predict the pressure loss of the complex cooling passage shape for various flow conditions at the initial design step.

초 록

항공기용 엔진제어기는 주어진 환경에서 엔진의 최대 효율로 안전하게 운영될 수 있도록 엔진의 추력을 조절하고, 다른 보기 시스템들의 상태 감시를 수행하여 엔진의 모든 권한을 전자식으로 통합 제어하는 장치이다. 엔진제어기는 매우 높은 온도 환경에서도 정상 작동해야 한다. 따라서 엔진제어기는 내부 발열과 외부 유입 열을 고려한 최적의 방열설계가 필수적이다. 본 논문에서는 엔진제어기의 진공 브레이징 냉각유로를 설계하였다. 냉각유로의 전체 압력손실을 계산하기 위해 기본 형상에 대한 주손실과 입출구의 급격 확대/축소부, 유로 선회를 위한 밴드부 등의 비선형 형상에 대한 부차적손실을 계산하였다. 압력손실 이론식과 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석을 활용한 합성추정법을 소개하여 각 비선형 형상에 대한 손실계수 계산하였다.

Key Words: FADEC(Full Authority Digital Engine Control, 엔진제어기), Cooling Passage(냉각유로), Vacuum Brazing(진공 브레이징), Pressure Loss(압력손실), Loss Coefficient(손실계수)

Received 4 December 2021 / Revised 8 April 2022 / Accepted 13 April 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 추계학술대회(2021.11.24.~26, 웨스틴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

항공기용 엔진제어기는 엔진 및 보기 시스템들의 모든 변수들을 전자식으로 통합 제어함으로써 항공기의 임무, 효율 및 생존에 가장 중요한 역할을 하고 있다. 최근의 엔진제어기는 고밀도 직접 회로의 전자 모듈 조립체로 구성되며, 소형화 및 경량화되는 방향으로 발전하고 있다. 기본적으로 터보팬 엔진은 구간에 따라 수백 °C의 매우 높은 온도 프로파일을 가지고 있다[1]. 특히 장시간 운영되는 항공기의 특성상 이러한 가혹한 온도 조건은 엔진 탑재 전자장비 내부 소자의 허용 온도를 크게 뛰어 넘는다. 따라서 최고 등급의 신뢰성과 안전성이 요구되는 항공기용 엔진제어기의 방열설계는 매우 중요한 기술 요소로 초기 설계 단계에서 검토되어야 한다.

터보팬 엔진을 통해 유입되는 외부 바이패스(Bypass) 공기는 엔진의 높은 복사열로 인해 수백 °C로 가열된다. 따라서 항공기용 엔진에 탑재되는 장비들은 일반적으로 별도의 냉각 유체를 이용한 액체 냉각 방식이 적용된다[2]. 액체 냉각 방식이 적용된 기존의 전자장비는 냉각유체가 흐르는 냉각관을 장착하거나 구리관을 압착 매설하여 냉각하였다[3,4]. 하지만 냉각을 위한 별도의 냉각관은 상당한 무게와 공간을 차지하는 치명적인 문제가 있으며, 구리관 역시 알루미늄 합금 재질로 구성되는 하우징과 이종 금속간의 갈바닉 부식(Galvanic Corrosion)으로 인해 신뢰성 문제가 야기될 수 있다.

최근의 군용 및 항공기용 탑재 장비의 액체 냉각 시스템은 이러한 문제를 보완할 수 있는 브레이징(Brazing) 접합 방식의 일체화 냉각유로 하우징을 적용 및 시도하고 있다[5]. 브레이징 접합은 모재의 용융점 이하의 온도에서 모재 사이에 용가재를 녹여 젖음 현상과 모세관 현상에 의해 침투한 후 응고되어 접합시키는 기술이다. 특히 진공 브레이징은 공기 노출 차단과 모재의 산화 피막 제거를 위한 플럭스(Flux)가 필요하지 않아 복잡한 냉각유로 형상에 대해 별도의 플럭스 제거를 위한 구조를 고려하지 않아도 된다는 장점이 있다.

본 논문에서는 항공기용 엔진제어기의 진공 브레이징 냉각유로 설계를 위한 이론 및 해석적 연구를 수행하였다. 첫 번째로, 엔진제어기의 방열 효율성을 고려하여 이중 10-패스 덕트(Double 10-pass duct) 형상의 냉각유로를 설계하였다. 두 번째로, 냉각유로 설계에 있어 가장 중요한 요구 압력손실 계산을 위한 이론적 검증을 수행하였다. 세 번째로, 정형화되지 않은 냉각유로 형상의 부차적 압력손실은 유동해석을 수행하여 손실계수 역설계 방법으로 추정하였다. 전체 압력손실을 이론 및 해석 결과와 비교하여 검증하였다.

2. 냉각유로 설계

2.1 냉각유로가 적용된 엔진제어기 하우징 설계

알루미늄 합금은 열전도성이 우수함과 동시에 충분한 강도를 가지면서 상대적으로 가볍기 때문에 항공기용뿐만 아니라 대부분의 산업 소재에 널리 적용되고 있다. 이러한 알루미늄 합금의 브레이징 접합 기술 또한 보편화 되었으며 꾸준히 발전하고 있다.

일반적으로 열처리계 알루미늄 합금의 용점은 브레이징을 위한 접합용 용가재(Filler)의 용점과 근접하기 때문에 브레이징이 매우 어렵다. 이번 엔진제어기 하우징은 대표적인 열처리계 알루미늄 합금 A6061 재질을 사용하여 브레이징 접합부에 액체 냉각을 위한 냉각유로 형상을 설계하였다. 냉각유로를 위한 진공 브레이징 접합 시 냉각성능을 만족함과 동시에 누설(Leak) 및 결함이 없도록 전체 하우징 가공 공정을 면밀히 검토해야 한다. 필요시 X-Ray 및 형광침투검사의 비파괴검사를 통해 내외부 결함을 확인한다.

Fig. 1은 냉각유로가 적용된 엔진제어기 하우징의 전체 가공 절차를 보여준다. 첫 번째로 알루미늄 합금의 원재료를 엔진제어기 하우징의 전체 치수에 여유를 두고 가공한다. 이 때 진공 브레이징이 적용되는 하우징 면에는 용가재 접합을 위한 적절한 표면조도 확보와 산화피막 방지를 위해 별도의 기계적 연마 후 전해 연마를 수행한다. 두 번째로 냉각유로를 기계가공한다.

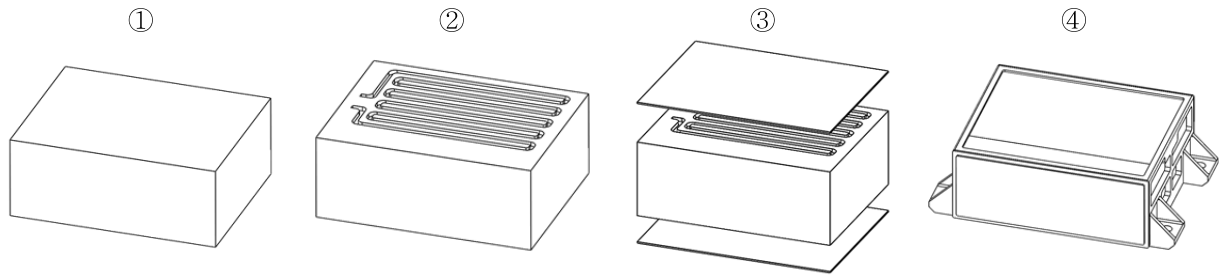


Fig. 1 Manufacturing process of vacuum brazed housing (① : Raw material, ② : Cooling passage, ③ : Vacuum brazing and T6 Heat treatment, ④ : Detailed shape and assembly).

냉각유로 설계 시 냉각유로 간 최소한의 접합면 확보와 실제 냉각유체의 상용압력을 고려하여 적절한 냉각유로의 형상 및 간극 배치 설계가 적용되어야 한다. 세 번째로 개방되어있는 냉각유로를 판(Plate)과 진공 브레이징 접합한다. 하우징과 판의 접합을 위한 용가제는 냉각유로의 형상대로 가공 가능한 Clad sheet 타입을 사용한다. 진공 챔버(Chamber)의 조건은 진공도 약 5×10^{-5} torr, 압력 1 MPa, 온도 530~560°C에서 10~30분을 적용하였다. 접합된 알루미늄 합금의 강도 회복을 위해 T6 추가 열처리를 수행한다. 이는 진공 브레이징의 접합 온도가 알루미늄 합금의 585~650°C의 용점과 근접하여 강도가 낮아지기 때문이다[6]. 기본적으로 알루미늄 합금 A6061의 열처리 공정은 AMS 2770 규격을 적용한다[7]. 마지막으로 브레이징 접합이 완료된 하우징의 전체 형상 가공을 수행한다. 진공 브레이징 및 열처리에 의해 발생하는 열변형 및 비틀림을 보정하기 위해 마지막 공정에서 형상 가공을 수행한다. 엔진제어기의 모든 하우징 가공 공정이 끝난 후에 조립을 수행한다.

2.2 냉각유로 형상 설계

냉각유로의 형상 설계는 제한된 영역 내에서 최대한 넓은 면적에 냉각유로를 배치하여 냉각 효율을 높여야 한다. 냉각유로의 복잡한 구조를 줄이고 직선 구간을 최대화하여 압력손실을 줄이고 역구배 유동(Reverse flow) 흐름이 발생하지 않도록 하여야 한다. 동시에 냉각유체의 상용압력과 진공 브레이징 접합에 대한 구조적 건전성이 확보되어야 한다.

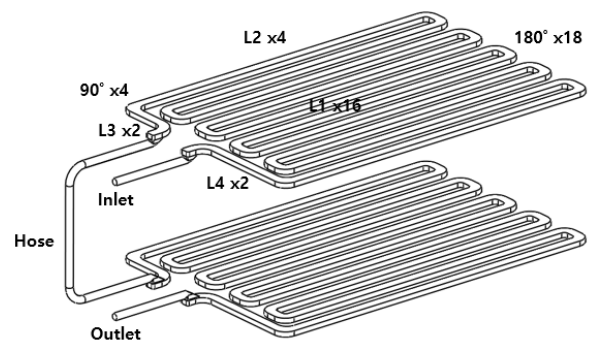


Fig. 2 Cooling passage for double 10-pass duct.

Fig. 2는 하우징 상하판에 적용된 냉각유로 설계 형상이다. 직선부(L1) 16개, 직선부(L2) 4개, 직선부(L3) 2개, 직선부(L4) 2개, 180° 밴드부 18개, 90° 밴드부 4개, 입구부(Inlet), 출구부(Outlet) 및 호스(Hose)부를 갖는 덕트(Duct) 구조이다.

2.3 합성추정법을 이용한 압력손실 계산

냉각유로의 주요 성능인 압력손실은 상위 플랫폼 체계에서 제공해야 하는 냉각유체의 상용압력과 유량을 산정하는 근거로 활용 가능하다. 따라서 기본 설계 단계에서 이론 및 해석적으로 압력손실을 계산하여 성능을 예측해야 한다.

전체 압력손실(p_t)은 주손실(Major loss, p_h)과 부차적손실(Minor loss, p_k)의 합으로 구성된다. 완전 발달 난류 덕트 유동(Fully developed turbulent flow in ducts)의 주손실은 마찰계수(Friction factor, f), 직선구간 유로길이(Length, L), 수력직경(Hydraulic diameter, D_h), 유체밀도(Density, ρ), 유속(Flow velocity, V)으로 구할 수 있다.

$$p_t = p_h + p_k = \sum_i f \frac{L_i}{D_{h,i}} \frac{\rho V_i^2}{2} + \sum_j K_j \frac{\rho V_j^2}{2} \quad (1)$$

여기서 마찰계수는 내재적(Implicit) 방정식으로 Eq. 2로 정의되며, 무디차트(Moody chart)로부터 레이놀즈수(Reynolds number, Re)와 표면 조도(Relative roughness, ϵ/D_h)를 알면 추정할 수 있다[8]. 엔진제어기의 냉각유체는 항공기용 엔진의 연료로 사용되는 JP-8을 적용하였다. JP-8의 밀도 ρ 는 780 kg/m, 점성계수 μ 는 0.00068 kg/m-s이다. 입구유량 Q 는 0.05 kg/s에 대해 입/출구와 호스의 유속 V_l 는 3.26 m/s, 덕트 유속 V_d 는 2 m/s이다. 관내 유동 기준으로 레이놀즈수가 11,470 난류 유동이며, 무디차트에서 마찰계수는 약 0.025이다. 일반적으로 초반 난류 유동영역에서 레이놀즈수와 방열 성능은 비례하기 때문에 설계된 냉각유로의 형상, 냉각유체의 유량 선정이 적절하다.

$$\frac{1}{\sqrt{f}} = -2.0 \log \left(\frac{\epsilon/D_h}{3.7} + \frac{2.51}{Re \sqrt{f}} \right) \quad (2)$$

$$D_h = \frac{2ab}{a+b}, (a : width, b : height) \quad (3)$$

$$V_l = Q/A_l = 4Q/\pi D_{h,l}^2 \quad (4)$$

$$V_d = A_l V_l / A_d \quad (5)$$

$$Re = \frac{\rho V D_h}{\mu} \quad (6)$$

부차적손실은 손실계수(Loss coefficient, K)를 구하는 과정이라고 할 수 있다. 일반적으로 정형화된 형상에 대해 실험적으로 구한 손실계수는 문헌상에서 찾을 수 있다. 하지만 정형화되지 않은 복잡한 형상은 손실계수를 직접 구해야 한다. 본 엔진제어기 냉각유로의 손실계수는 이론식과 유동해석의 결과를 합성추정법으로 계산하였다. Fig. 3은 부차적손실 계산이 필요한 형상에 대해서 냉각유로의 입/출구부, 밴드부, 호스부를 식별 형상을 보여준다.

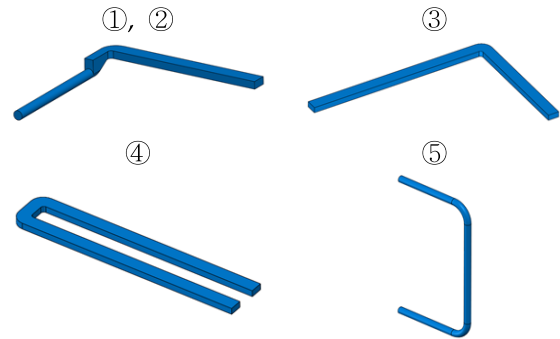


Fig. 3 Geometry identification (① : Inlet, ② : outlet, ③ : 90° bend, ④ : 180° bend, ⑤ : hose).

Table 1. Loss coefficient.

K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
0.645	1.809	0.434	0.595	0.442

손실계수를 다시 정의하면 Eq. 7과 같다. 부차적손실을 구하기 위한 합성추정법은 해석과 이론으로 구한 주손실이 같다고 가정한다. 따라서 식별된 형상에 대한 부차적손실은 유동해석을 통해 구한 전체 압력손실과 이론식으로 구한 주손실의 차이로 구할 수 있다.

$$K_j = \sum_j \frac{2p_{k,j}}{\rho V_j^2} \quad (7)$$

식별된 형상의 입구부(K_1), 출구부(K_2), 90° 밴드부(K_3), 180° 밴드부(K_4), 호스부(K_5)의 손실계수는 Table 1과 같이 계산되었다.

유로길이는 형상에 따라 유속이 다르기 때문에 덕트 유로길이(L_d) 및 입/출구와 호스 유로길이(L_l)로 구분해야 한다.

$$L_d = (L_1 \times 16) + (L_2 \times 4) + (L_3 \times 2) + (L_4 \times 2) = 5.23 \text{ m} \quad (8)$$

$$L_l = (L_{inlet} + L_{outlet} + L_{hose}) = 0.31 \text{ m} \quad (9)$$

엔진제어기 냉각유로의 주손실과 부차적손실 및 전체 압력손실을 Eq. 10-18과 같이 계산하였

다. 덕트와 입/출구와 호스의 주손실 항은 각각 $p_{h,d}$ 와 $p_{h,l}$ 이며, 식별 형상의 개수는 N 이다. 추가로 해당 유량에 대해 데이터시트로부터 확인된 냉각커넥터의 부차적손실은 $p_{k,c}$ 이다.

$$p_{h,d} = f \frac{L_d}{D_{h,d}} \frac{\rho V_d^2}{2} = 40,778 Pa \quad (10)$$

$$p_{h,l} = f \frac{L_l}{D_{h,l}} \frac{\rho V_l^2}{2} = 6,440 Pa \quad (11)$$

$$p_{k,1} = N_1 K_1 \frac{\rho V_l^2}{2} = 5,359 Pa \quad (12)$$

$$p_{k,2} = N_2 K_2 \frac{\rho V_d^2}{2} = 5,644 Pa \quad (13)$$

$$p_{k,3} = N_3 K_3 \frac{\rho V_d^2}{2} = 2,708 Pa \quad (14)$$

$$p_{k,4} = N_4 K_4 \frac{\rho V_d^2}{2} = 16,707 Pa \quad (15)$$

$$p_{k,5} = N_5 K_5 \frac{\rho V_l^2}{2} = 1,836 Pa \quad (16)$$

$$p_{k,c} = 12,000 \times 2 = 24,000 Pa \quad (17)$$

$$p_t = p_h + p_k \quad (18)$$

$$= 47,218 pa + 56,254 pa = 103,472 Pa$$

3. 냉각유로 모델링 및 유동해석

3.1 격자 모델링

덕트 형상을 갖는 냉각유로의 3-D 모델링은 상용 소프트웨어 SOLIDWORKS 2018로 생성하였고, 유동해석의 수렴성 및 효율성을 저하시키는 불필요한 형상이 없기 때문에 냉각유로의 실제 형상을 그대로 반영하여 모델링하였다. 유동해석의 비선형 편미분 방정식(Non-linear partial differential equation)을 풀기 위해 유한체적법(Finite Volume Method, FVM) 기반의 ANSYS Fluent 2020 R1을 사용하였다.

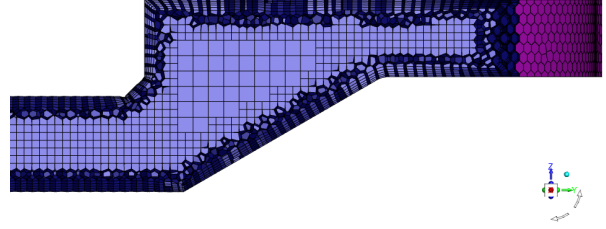


Fig. 4 Mesh model for the inlet region.

Table 2. Boundary conditions of the internal turbulent flow problems.

Inlet B.C.	Mass flow rate(kg/s)	0.05
	Turbulent intensity(%)	5
	Turbulent viscosity ratio	10
Outlet B.C.	Pressure(Pa)	101,325
	Turbulent intensity(%)	5
	Turbulent viscosity ratio	10
Wall B.C.	Roughness height(mm)	0.0012
	Roughness constant	0.5

냉각유로의 형상을 고려한 기본 격자(Mesh)는 기본 사이즈 0.4 mm에 증분 1.2로 설정하였다. 벽면 효과를 모사하기 위해 Poly prism layer는 5개이며, 냉각유로 내부는 높은 격자 품질과 효율성을 갖는 Hexahedron 격자를 사용하였다. Fig. 4는 입구부 단면에 대한 격자 모델링 결과를 보여준다. 3차원 격자 모델의 격자수는 약 4,608,493개가 사용되었다.

3.2 수치기법 및 경계조건

3차원 비압축성 정상 유동해석을 수행하기 위하여 Reynolds-Averaged Navier Stokes(RANS) 기반의 $k-\epsilon$ 난류 모델을 적용하였다. 내부 난류 유동 문제는 Table 2와 같이 입구 경계조건, 출구 경계조건, 벽면 경계조건으로 정의된다.

3.3 해석 결과

압력손실 예측을 위한 유동해석 결과 냉각유로의 전체 압력 분포는 Fig. 5와 같다. 냉각유체가 입력되는 입구에서 최대 압력이 발생하고 덕트 구간을 포함하여 선형적으로 압력이 감소하여 출구에서 대기압인 것을 확인할 수 있다.

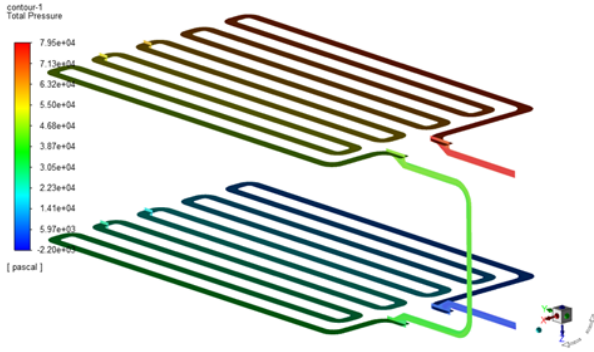


Fig. 5 Total pressure of the cooling passage.

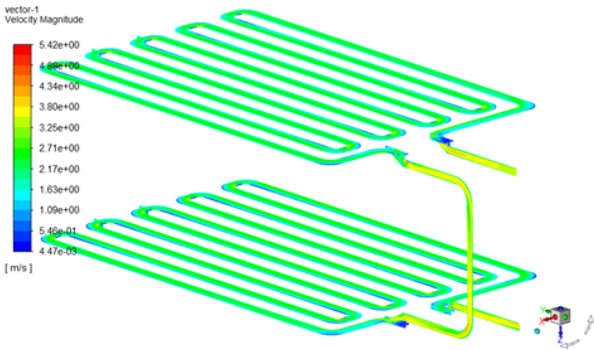


Fig. 6 Flow velocity of the cooling passage.

Table 3. Flow analysis pressure of Inlet and outlet.

	P_{static}	$P_{dynamic}$	P_{total}
Inlet(Pa)	75,000	4,320	79,320
Outlet(Pa)	0	4,480	4,480
Total pressure loss(Pa)			74,840

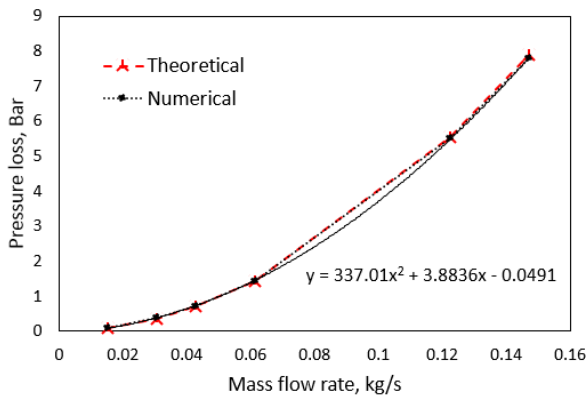


Fig. 7 Pressure loss according to mass flow rate.

Table 4. Total pressure loss of theoretical and numerical results.

Total pressure loss(Pa)	
Theoretical	103,472
Numerical	98,840
Error(%)	4.5

Fig. 6은 냉각유로의 유동 속도 결과이다. 유동 속도의 벡터는 단면적이 상대적으로 작은 입/출구에서 증가하고, 덕트 구간에서는 거의 일정하였다. 또한 입/출구에서 덕트 구간으로 진입 및 진출하면서 단면적의 급격한 변화로 인해 역구배 흐름(Reverse flow)이 발생하였다.

Table 3은 유동해석으로 계산된 냉각유로 입/출구의 정압력(p_{static})과 동압력($p_{dynamic}$) 및 전체 압력(p_{total}) 결과이다. 따라서 전체 압력손실 74,840 Pa에 냉각커넥터의 부차적손실 24,000 Pa을 더해주면 최종 전체 압력손실은 약 98,840 Pa로 계산되었다.

이론 및 해석적으로 계산된 엔진제어기 냉각유로의 전체 압력손실은 Table 4에 나타내었다.

유량에 따른 이론 및 해석적으로 계산된 입구 유량에 대한 압력손실 성능 그래프는 Fig. 7과 같다. 이론과 해석으로 계산된 압력손실은 유량 설계점에서 거의 같은 값을 갖는다. 압력손실 2차 보간식 $y = 337.01x^2 + 3.8836x - 0.0491$ 로부터 엔진제어기 냉각유로의 유량에 대한 압력손실을 효율적으로 계산할 수 있다.

4. 결 론

항공기용 엔진제어기의 진공 브레이징 냉각유로 설계 절차와 압력손실을 평가하는 방법을 검토하였다. 1) 냉각유로가 적용된 엔진제어기 하우징 설계 절차를 설명하였다. 2) 제한된 설계 영역에서 입출구 요구 압력 설계를 만족하는 냉각유로 배치 및 형상 설계를 수행하였다. 3) 합성추정법을 통해 설계된 냉각유로의 압력손실을 계산하는 방법을 서술하였다. 4) 이론적으로 계

산된 압력손실을 검증 및 비교하기 위해 실제 냉각유로의 형상을 기반으로 3차원 유동해석 모델링을 수행하였다. 유동해석 결과 이론과 해석의 전체 압력손실 간 오차는 약 4.5%로 정확했으며, 입구 유량과 압력손실의 경향성도 일치하였다. 따라서 본 연구에서 이론 및 해석을 통한 손실계수 합성추정법은 냉각유로의 유체역학적 성능을 초기 설계 단계에서 정확하고 효율적으로 예측하는데 충분한 활용가치가 있다.

References

1. Lagow, B.W., "Materials Selection in Gas Turbine Engine Design and the Role of Low Thermal Expansion Materials," *JOM*, Vol. 68, No. 18, pp. 2770-2775, 2016.
2. Davies, W.J. and Vizzini, R.W., "Engine Control Reliability and Durability Improvement Through Accelerated Mission Environmental Testing," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 109, No. 2, pp. 142-145, 1987.
3. Xu, X., Tong, G. and Li, R., "Numerical study and optimizing on cold plate splitter for lithium battery thermal management system," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 167, 114787, 2020.
4. Gernert, N., Sarraf, D. and Steinberg, M., "Flexible Heat Pipe Cold Plates for Aircraft Thermal Control," *SAE Technical Paper*, 912105, 1991.
5. "Collins Aerospace," retrieved 4 Jan. 2022 from <http://www.hsmarston.co.uk/cold-plates.html>.
6. Hatch, J.E., *Aluminum: properties and physical metallurgy*, Aluminum Association In. and ASM International, 1984.
7. AMS 2770 Rev. H, Heat Treatment of Wrought Aluminum Alloy Parts, *SAE International*, 2006.
8. Frank, M.W., *Fluid Mechanics*, 8th ed., McGraw-Hill Education, New York, U.S.A., 2016.