



CRW 비행체 덕트 시스템 설계를 위한 CFD의 활용

정 용 운^{*1}, 전 용 민^{*2}, 양 수 석^{*3}

The Application of CFD for the Duct System Design of CRW aircraft

Y. W. Jung, Y. M. Jun, S. S. Yang

The Canard rotor/wing (CRW) aircraft concepts offer great potential for application by allowing the use of a common propulsion system for high-speed cruise and low-speed powered lift. Using the rotor for lift in both flight modes increases its utility. In the hovering mode, the exhausted gas from an gas turbine engine is accelerated through the duct system and it provides the tipjet power for rotor system enough to lift the aircraft. In the cruise mode, the rotor is fixed and the exhausted gas is extracted through the main nozzle, such that the aircraft is able to flight with high speed.

The duct system was designed using 1-D fanno line flow theory and empirical data. However, the empirical data of the pressure loss coefficient for various bending and dividing ducts were not enough to design our duct system adaptively. Therefore, using 3-D CFD analysis we obtained the pressure loss coefficient for our duct models and chose the appropriate bending or diving duct type. In this paper, we used the CFD-ACE+ software package for the CFD analysis and the modeling of duct system. Through the 3-D CFD analysis, we investigated also the pressure loss and the velocity distributions of the designed whole duct system as well as the blade duct. Comparing the 3-D CFD result with 1-D analysis result, we lessened the uncertainty of the designed duct system and speculated the problem that was not concerned in design state.

Key Words: CRW 비행체(CRW aircraft), 추진 시스템(Propulsion System), 관 압력 손실(Duct pressure loss)

1. 서 론

한국항공우주연구원(이하 항우연)은 2002년부터 과기부 주도하의 21세기 프론티어 사업의 하나로 스마트무인기 기술개발 사업을 수행중이다. 이 사업은 그간 국내에 축적된 무인항공기 분야의 연구기반 위에 수직이착륙과 고속비행이 가능하며 고신뢰도, 경

량화 및 지능형 자율비행을 가능케 하는 스마트 기술을 접목하여 실용적인 민수 용도의 무인항공기를 개발하는 것을 목적으로 하고 있다. 현재 CRW, Tilt rotor 등을 포함한 여러 가지 비행체에 대한 연구가 진행 중이다. 본 논문에서는 이중 CRW 비행체의 덕트 시스템 설계를 위한 방법과 이의 검증에 위한 CFD 활용에 대해서 연구하였다.

팁제트 로터를 이용한 CRW 비행체 추진시스템의 개념에 대한 연구는 1960년대부터 시작되었다. Cohan과 Hirsh (1966)[1]는 터보제트엔진의 배기구로부터 제공된 가스를 이용하여 로터를 구동함으로써 헬리콥터 비행이 가능함을 보였다. Bachmann

*1 한국항공우주연구원 항공추진그룹

*2 한국항공우주연구원 항공추진그룹

*3 한국항공우주연구원 항공추진그룹

*E-mail : jyw@kari.re.kr

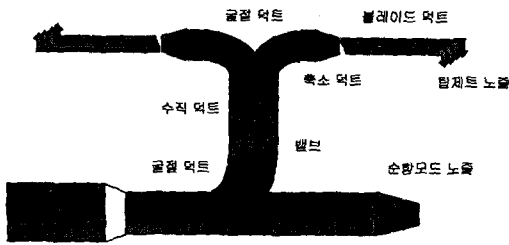


Fig. 1 Schematic diagram of propulsion duct system.

(1970)[2]은 엔진배기가스의 상태, 엔진과 로터 허브 사이의 덕트에서의 압력 손실, 블레이드 덕트와 팁제트 노즐에서의 가스 상태등을 고려하여 가용동력을 계산하였으며 긴 덕트에서 원심 효과를 고려하였다. Crossley와 Rutherford (1995)[3]는 팁제트를 이용하여 수직이착륙이 가능한 비행체 추진시스템의 설계를 위하여 덕트 내부의 가스외부의 공기흐름을 고려하여 연구하였으며, 이를 CRW 비행체에 적용하여 설계점을 계산해 보았다. Tai (1998) [4]는 팁제트와 순환제어를 사용하는 정지로터/날개 (stopped rotor/ wing) 개념의 비행체를 설계하기 위하여 추진시스템의 성능 해석이 가능한 프로그램을 개발하고 이를 이용하여 추진시스템의 sizing에 대하여 연구하였다. 또한 팁제트 구동성능과 순환제어 성능, 정상상태 성능, 덕트손실 계산을 위한 수학적 공식을 제시하였다.

이와 같이 본 논문에서 다루는 CRW 비행체는 터보팬/제트엔진의 배기가스를 사용하여 회전익모드에서 로터를 회전시키다가 혼합모드를 거치면서 배기가스를 로터에서 주 추력노즐로 전환하여 고정익모드에서 주 추력노즐로 추력을 얻는 개념이다. 이러한 CRW 비행체의 덕트 시스템을 설계할 때 굴절 및 분리 덕트에 대한 압력손실계수의 경험값과 1-D의 Fanno line flow 이론을 이용하여 덕트 sizing을 하게 된다. 하지만 굴절덕트 및 분기덕트의 여러 형상에 대한 압력 손실계수의 경험값은 매우 빈약한 형편이다. 그러므로 본 연구에서는 CFD-ACE+ 코드를 이용하여 경험값이 존재하는 굴절덕트에서의 압력손실에 대한 계산값과 3-D CFD 계산 결과를 비교하고, 두 값의 차이를 감안하여 분기덕트와 굴절덕트가 동시에 존재하는 CRW내 여러 덕트에 대하여 압력 손실계수를 구하는 방법을 사용하였다. 이와 더불어 CFD 계산 결

과를 이용하여 회전하는 블레이드 내 덕트의 유동을 해석하고, 이를 1-D 계산값과 비교하여 1-D 계산을 통한 덕트 sizing에서의 불확실성에 대해서 조사하였다. 이러한 해석 방법에 대한 결과는 비행체 추진시스템 설계에서 사용되는 1-D 해석방법에 대한 검증을 해주는 것은 물론이며 계산 결과를 비교하여 상호 보완함으로써 설계 결과에 대한 불확실성을 줄여주게 된다.

2. 수치 해석 기법

추진시스템에서의 내부 덕트는 엔진배기가스를 로터나 주 추력노즐까지 공급하기 위해서 길고 복잡한 형상을 갖는다. 특히 1개의 수직관에서 로터로 분기되는 부분과 로터내부에 설치되는 로터덕트의 형상과 특성은 추진시스템 성능에 큰 영향을 미친다. 추진시스템의 효율을 높이기 위해서는 덕트 시스템의 압력 손실을 최소화하는 것이 중요하다.

Figure 1은 스마트무인기 추진시스템의 개략도이다. 흡기구를 통해 들어온 공기는 엔진을 통과하면서 고온, 고압의 배기가스가 되며 고정덕트를 통해 T자형 분기로 이어진다. 회전익모드의 경우, T자형 분기에서 수직으로 상승하여 다시 한번 90° 로터방향으로 돌로 나뉘어 진다. 로터 양방향으로 나누어진 배기가스는 다시 로터내부에서 4개의 작은 덕트로 나누어지며 이 덕트는 로터 끝에 장착된 팁제트 노즐까지 연결되어 있다. 고정익모드의 경우, T자형 분기를 통과한 배기가스는 주 추력노즐을 통과하여 추력을 발생시키면서 대기로 방출하게 된다.

엔진에서 나온 고온 배기가스가 Fig.1과 같은 덕트로 구성된 시스템을 지나가게 되면 압력손실이 발생하고 이에 따라서 속도가 변하게 된다. 이러한 시스템을 해석하고 배기덕트 및 노즐의 sizing을 하기 위하여 시스템 전체를 단열조건으로 가정하고 1차원의 Fanno line 유동해석을 이용하였다. 또한 굴절덕트와 밸브와 같은 부분은 경험값을 참고로 정하였다. 압력손실 및 속도 변화가 심한 부분은 굴절덕트와 블레이드내의 회전덕트이다. 블레이드 내 회전덕트에서 다음식과 같이 회전효과에 의한 원심력과 마찰에 의한 압력 손실의 영향이 포함되도록 계산하였다.

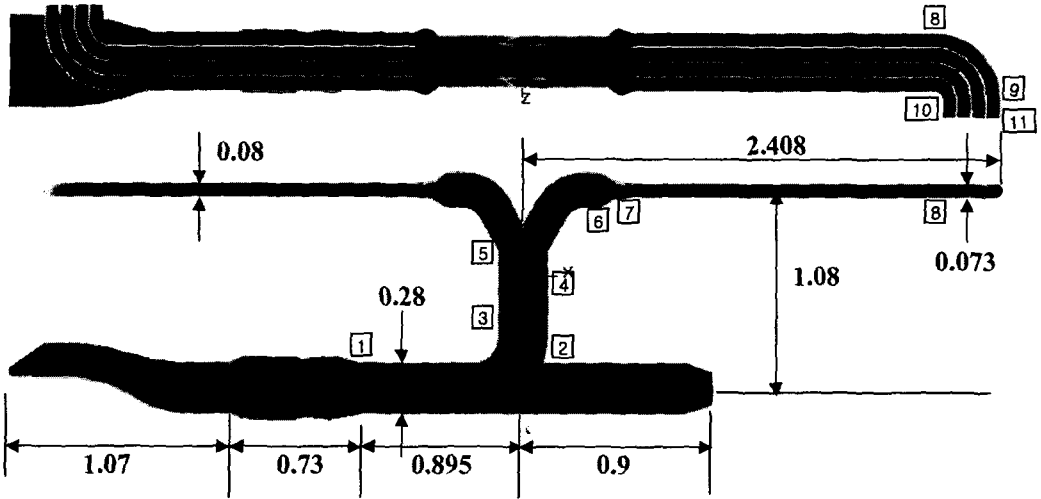


Fig. 2 Designed propulsion duct system.

$$\frac{dM}{dr} = \frac{M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{1 - M^2} \left(\frac{\gamma M^2}{2} \left(\frac{4f}{D} \right) - \frac{\Omega^2 r}{RT} \right)$$

여기서, M 은 마하수, f 는 friction coefficient이고, D 는 덕트의 지름을 나타낸다. 또한, Ω 는 블레이드의 회전속도이고 T 는 정온도이다.

단순 수축형 팁제트 노즐에서 발생하는 추력은 식(1)과 같이 정의할 수 있다.

$$F_N = (C_D \dot{m}) V_{jet} + (P_e - P_a) A_N \quad (1)$$

수축형 노즐을 사용하는 것은 팁제트 추진시스템에서 발생할 수 있는 소음을 감소시키고 아음속 탈설계 운전영역에서도 좋은 성능을 얻기 위해서이다. 같은 이유로 팁제트 유속을 아음속으로 제한하였다.

유체가 회전하는 로터의 덕트를 통과할 때 $\dot{m}(\Omega R)^2$ 으로 정의되는 코리올리스 힘의 영향을 받아 진행되는 방향과 직각되는 방향으로 힘을 받게 된다. 정해진 형상에 대해 회전수의 제곱에 비례하는 코리올리스 힘은 유체 진행을 방해하여 전체 추진시스템의 가용동력을 감소시키게 된다. 이로써 팁제트 노즐에 의한 추진시스템의 가용동력은 식(2)와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} P_{AV} &= P_{TN} - P_{CO} \\ &= F_N \Omega R - \dot{m}(\Omega R)^2 \end{aligned} \quad (2)$$

전체 덕트 내에서의 압력손실을 최소화하고 초킹이 발생하지 않도록 덕트 입구면적을 계산하고 엔진 작동점과 블레이드 회전속도의 변화에 따라 덕트 내에서 아음속이 유지되면서 팁제트 노즐에서 요구추력이 발생하도록 덕트 직경을 정하였다. 이렇게 계산

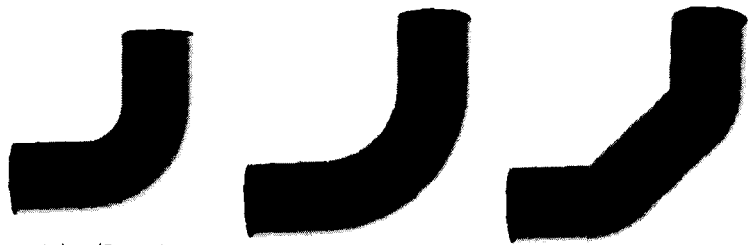
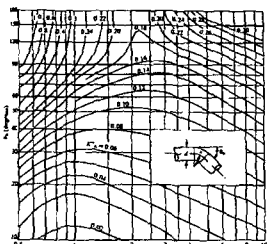


Fig. 3 Basic pressure loss coefficient and various bending duct.

된 가용동력과 비행체의 호버링 조건으로부터 요구 어지는 동력을 고려하여 각 부분을 설계한 결과는 Fig. 2와 같다.

3. 결과 및 토의

3.1 압력손실계수

앞 절에서 설명한 것과 같이 우선 1차원 해석에 필요한 굴절 덕트와 분기덕트의 압력손실을 계산할 필요가 있다. CRW 비행체 덕트 시스템에는 Fig. 1에 나타나 있는 것처럼 3개의 굴절덕트와 2개의 분기덕트가 존재한다. 기본적인 굴절덕트와 분기덕트에 대해서는 Fig. 3a와 같이 경험값으로부터 압력손실계수를 구할 수 있다[5]. CFD 계산에 의한 차이를 조사하기 위하여 Fig. 3b-3-d와 같이 굴절덕트를 구성하고 이를 CFD-ACE+를 이용하여 계산하였다. 굴절덕트의 형태에 따른 압력손실계수(K)는 다음과 같이 정의된다.

$$K = \frac{\Delta P_t}{q} = \frac{P_{t2} - P_{t1}}{P_{t1} - P_1}$$

Table 1 Pressure loss coefficient of three basic models.

Bending type	경험값	계산값	경험값 / 계산값
90° bending (r/D=1.0)	0.214	0.203	0.95
90° bending (r/D=1.5)	0.146	0.124	0.85
45×2 bending (r/D=2.2)	0.291	0.231	0.79

여기서, q는 덕트 입구에서의 동압력을 나타낸다. 이렇게 구한 CFD 계산값과 경험값을 비교한 결과는 Table 1과 같다. 경험값에 비해서 CFD 계산값이 형상에 따라 최대 약 20%정도의 차이를 나타낸다. 이 정도의 factor를 고려하여 신 개념 비행체에 사용된 덕트 요소의 압력손실 계수를 구하였다.

90° 굴절덕트 또는 45° 굴절덕트 2개로 구성된 분기덕트의 해석 결과는 Fig. 4와 같다. 압력분포와 속도분포, 그리고

Table 2 Pressure loss coefficient of dividing duct

Bending type	계산값
90° bending (r/D=1.0)	0.37
90° bending (r/D=1.5)	0.19
45×2 bending (r/D=2.2)	0.69

유선을 나타낸 그림이다. 이를 통하여 구한 각각의 경우에 대한 압력 손실계수는 Table 2에 정리되어 있다.

또한, 두 번째로 분기 및

굴절되는 덕트에 대한 계산결과는 Fig. 5와 같다. 60°의 각도로 양쪽으로 갈라지도록 설계하였는데, 굴절된 다음에 80%면적으로 축소되는 영역까지 포함시켜서 CFD로 계산을 하였다. 두번째 굴절덕트에 대한 압력손실계수는 0.44의 값을 얻을 수 있었으며 앞에서 계산한 factor를 고려하여 덕트 sizing 프로그램에서 이용하였다.

3.2 덕트 시스템 해석 결과

전체 덕트 시스템을 Fig. 6a와 같이 설계한 다음에 CFD-ACE+를 이용하여 계산하기 위하여 unstructure grid를 이용하여 Fig. 6b와 같이 grid를 구성하였다. CFD 계산은 CRW 비행체의 흡입구와 엔진을 제외한 전체 시스템에 대하여 수행하였다. 이

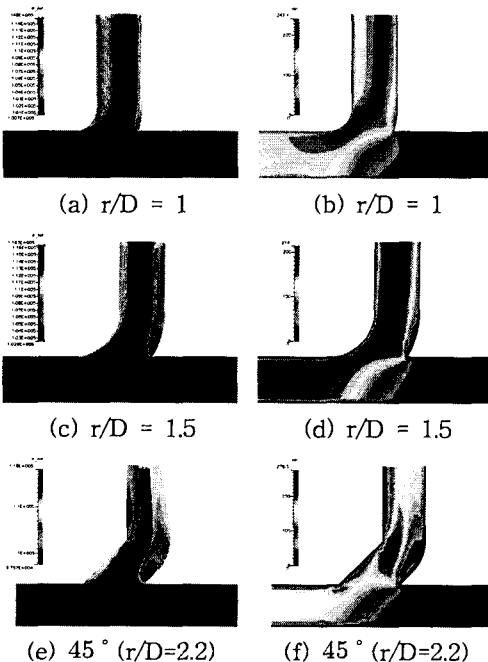


Fig. 4 Streamline and pressure(a; c; e), velocity contour(b; d; f) of various type bending duct

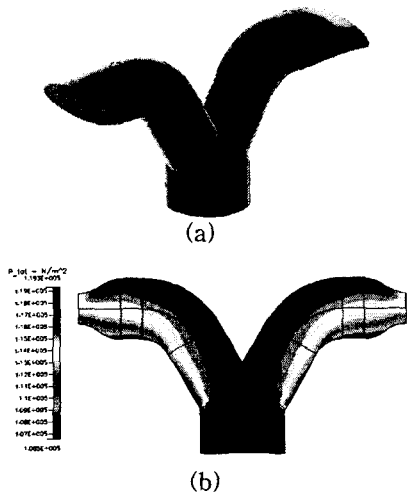


Fig. 5 Total pressure contour in the bending & dividing duct

렇게 구성된 grid는 전체 12만개의 node로 구성되었고, 28만개의 셀로 구성되었다. 난류 계산을 하기 위하여 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였으며 전체 시스템은 단열로 가정하고 밀도와 온도는 이상기체 방정식에 따라서 계산되도록 하였다. 허브 위쪽의 회전덕트 부분은 86.0731rad/s의 각속도로 회전하는 조건에서 계산하였다. 1-D 수치적 계산과의 비교를 위해서 첫 번째 분기덕트는 $r/D=1$ 인 90° 돌절덕트로 설계하였고, 블레이드내의 4개의 돌절덕트는 팁노즐 전에서 각각 1, 2, 3, 4의 회전반경(r/D)을 갖으며 90° 회전하도록 설계하였다.

이렇게 계산한 결과는 Fig. 8과 같다. 각각 온도, 전압력 손실, 속도, 밀도를 나타내고 있다. 각각의 부분에 따른 속도와 전압력 손실을 그래프로 나타내면 Fig. 7과 같다. 여기서 x축은 각 부분을 지칭하는 수로서 이 숫자에 대한 위치는 Fig. 2에 나타나 있으며, ⑦과 ⑧은 블레이드 직선덕트의 전과 후, ⑩과 ⑪은 팁노즐 전과 후의 위치를 의미한다. 1-D 해석에서 ①②, ⑤⑥, ⑧⑨ 사이의 돌절덕트에서의 압력 손실계수는 각각 0.5, 0.6, 0.6의 값을 사용하였다. 덕트 시스템을 따라 증가하는 속도의 경향이 1-D 해석 결과와 CFD 해석결과가 비슷한 것을 볼 수 있다. 하지만 팁노즐에서 CFD 해석으로 얻은 평균속도가 1-D 해석값보다 8%정도 크게 나타난다. 이는 1-D 해석에서 블레이드 직선덕트 이후의 돌절덕트와 팁노즐에서는 회전효과를 고려하지 않았기 때문으로 생각된다. Figure 8b의 전압력손실계수에서도

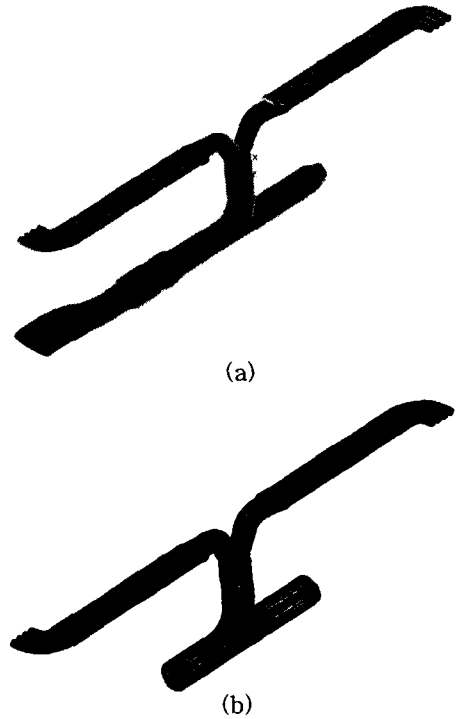


Fig. 6 Schematic diagram of duct system (a)model; (b) unstructure grid for CFD analysis

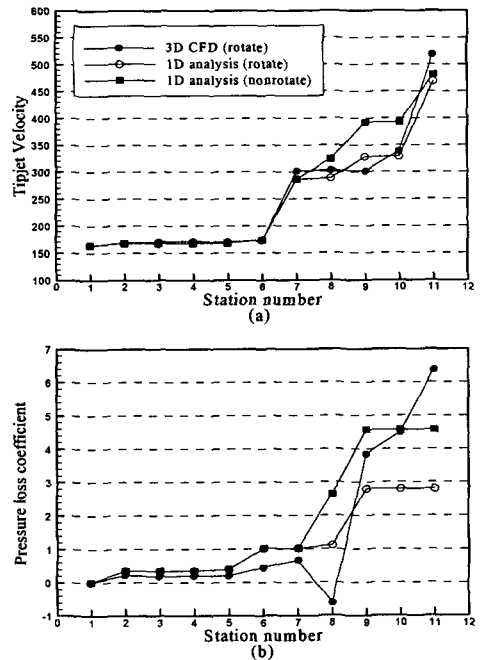


Fig. 7 Comparison of 1-D analysis and 3-D CFD result (a) Tipjet velocity; (b) Pressure loss coefficient.

직선덕트 이후의 변화가 크게 차이가 나는 것을 볼 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 CRW 비행체의 덕트 시스템을 설계하기 위한 1-D 해석 방법과 CFD를 이용한 압력 손실계수의 보정 방법에 대해서 연구하였다. 또한 전체 덕트시스템을 CFD로 해석하여 1-D 수치적 방법으로 얻은 결과와 비교하고 이를 통하여 설계값을 검증하였다. 1-D 해석결과와 CFD 결과는 대부분의 위치에서 비슷한 값을 나타내었으며 덕트 설계와 sizing시 1-D 해석방법이 충분히 이용 가능함을 알 수 있었다. 하지만 다른 부분과 비교하여 회전하는 부분과 면적이 축소되는 부분에서 해석 결과의 차이를 보였으며, 앞으로 이와 같은 부분에서 정확한 계산이 필요함을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] Cohan, S. and Hirsh, N. B., "XV-9A Hot Cycle Research Aircraft Program," Hughes Tool Company Summary Report, Culver City, CA, June 10-14, 1968.
- [2] Bachmann, B. A., "Power Available Calculation Procedure and Operational Aspects of a Tipjet-Propeller Rotor System," 26th Annual Nation Forum of the American Helicopter Society, Washington D. C., June 1970.
- [3] Crossley, W. A. and Rutherford, J. W., "Sizing Methodology for Reaction-Driven, Stopped-Rotor Vertical Takeoff and Landing Concepts," Journal of Aircraft, Vol.32, No.6, 1995, pp.1367-1374.
- [4] Tai, J. C. M., "A Multidisciplinary Design Approach to Size Stopped Rotor/Wing Configurations using Reaction Drive and Circulation Control," Georgia Institute of Technology, Ph.D Thesis, 1998.
- [5] Miller, D. S., Internal flow systems, Gulf Publishing Company, Huston, 1990.

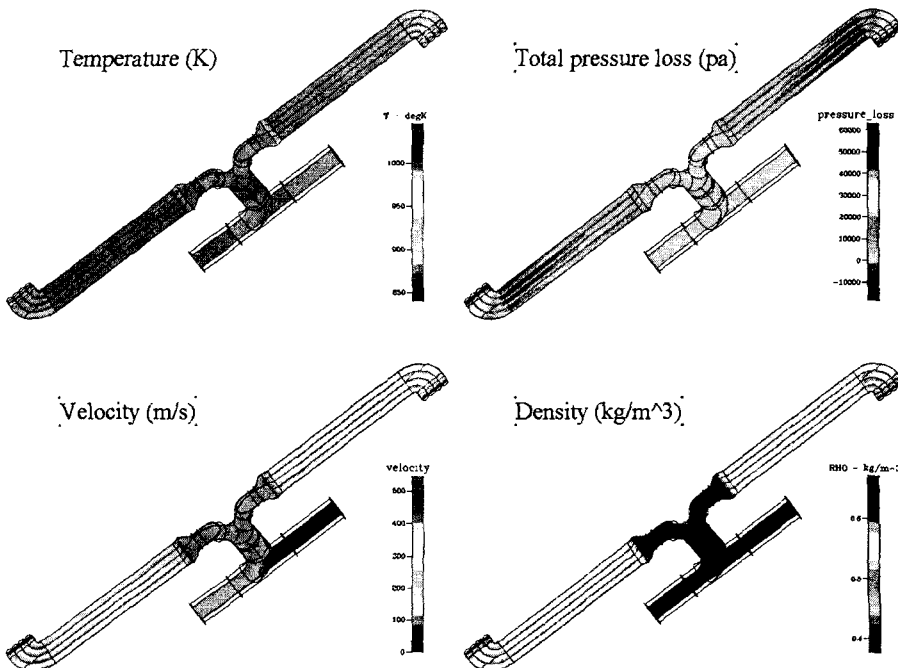


Fig. 8 Contour of various parameter in the duct system: (a) temperature; (b) total pressure loss; (c) velocity; (d) density.