

이차원 운송체 모형에서 후류 교란자를 이용한 항력 감소

이 동 건[†] · 최 진[†] · 전 우 평^{*} · 김 정 래[†] · 한 성 현^{*} · 최 해 천^{**}

Reduction of Drag on a Two-Dimensional Model Vehicle Using Wake Disrupter

Dongkon Lee, Jin Choi, Woo-Pyung Jeon, Jeonglae Kim,
Seonghyeon Hahn and Haecheon Choi

Key Words : Wake disrupter(후류 교란자), Model vehicle(모형운송체), Drag(항력), Separation(박리)

Abstract

A wind-tunnel experiment is carried out to examine the applicability of a new passive device, wake disrupter, to flow over a model vehicle for drag reduction. The wake disrupter is a small-size rectangular body attached to a part of the trailing edge of the model vehicle, designed to perturb an essentially two-dimensional nature of wake. A pair of wake disrupter is mounted on the mid-span at the upper and lower trailing edges. From a parametric study about the size of wake disrupter, it is found that the optimum disrupter increases the base pressure by about 20%. Large eddy simulation is also conducted to confirm the experimental result, and shows that the wake is indeed disrupted by the present device.

ν 동점성 계수

기호설명

C_d	항력 계수
C_{pb}	모형 후면에서 측정된 압력계수
h	모형 운송체의 높이
l_x, l_y, l_z	후류 교란자의 크기
Re	모형 운송체 높이를 기준으로 한 레이놀즈 수 ($=U_\infty h/\nu$)
U_∞	자유 유동 속도
U^+	벽마찰 속도로 무차원한 주유동 방향 속도
W	모형 운송체의 폭
x	주유동 방향 좌표
y	모형 운송체의 높이방향 좌표
y^+	무차원 벽 변수
z	모형 운송체의 폭 방향 좌표
δ	박리되기 직전의 경계층 두께
θ	박리되기 직전의 운동량 두께

1. 서론

버스나 트럭과 같이 많은 사람이나 다량의 물자를 수송하는 목적으로 제작된 고속 운송체의 경우 그 목적상 직육면체 형태로 되어 있는 경우가 많다. 이런 직육면체 모양의 운송체에서는 뒤쪽 끝 부분의 날카로운 모서리에서 유동 박리가 일어난다. 지금까지 고정된 박리점을 가진 모형 주위의 유동을 제어하여 항력을 줄이고자 하는 시도가 많이 이루어져 왔다. 기존에 이루어진 방법은 크게 추가적인 에너지 입력이 없는 수동 제어 방법과 추가적인 에너지 입력이 있는 능동 제어 방법으로 나눌 수 있는데, 특히 수동 제어 방법은 추가적인 에너지 입력이 없으므로 능동 제어에 비해 에너지 효율성이 높은 경우가 많다.

Tanner⁽¹⁾는 뾰족한 후면을 갖는 익형 후류 유동에서 항력을 감소시키기 위하여, 뒤쪽 끝의 형상 변화를 통해 폭 방향에 따라 박리점을 변화시켜 최대 64%의 항력 감소 결과를 얻었다. 이와 유사하게 Petrusma & Gai⁽²⁾는 폭 방향으로 계단 형상을 갖도록 박리점을 변화시켜, 다양한 형상에 따른

[†] 서울대학교 대학원
^{*} 서울대학교 정밀기계설계공동연구소
 난류제어연구단
^{**} 서울대학교 기계항공공학부
 E-mail : choi@socrates.snu.ac.kr
 TEL : (02)880-8361 FAX : (02)878-3662

항력 감소를 살펴보았다. Tombazis & Bearman⁽³⁾은 모형 운송체의 후면을 폭 방향으로 정현파 모양이 되도록 변화시켜 다른 크기의 두 개의 웨딩 주파수와 약 30%의 후면 압력 회복을 얻었다. 또한 Darekar & Sherwin⁽⁴⁾은 폭 방향으로 정현파 모양을 가진 사각 실린더 주위의 유동을 수치 해석하여 항력 감소를 밝힌 바 있다. 또한 Bearman⁽⁵⁾과 Wood⁽⁶⁾는 모형 뒷면에서 분사를, Leu & Ho⁽⁷⁾는 흡입을 이용하여 Kármán 보텍스 웨딩을 억제하였다. 이충엽⁽⁸⁾은 운송체 모형에서 후면 박리점 부근에 압전 세라믹 액추에이터를 설치하여 고주파수 가진을 가했을 때 항력이 감소함을 보였다. 그러나 이러한 연구들은 모형의 전반적인 모양이나 크기를 변화시켜야 하거나, 분사나 흡입에 필요한 부가적인 에너지를 공급해야 한다는 면에서 실제 운송체에 적용하기에는 다소 무리가 있었다. 최근 Kim & Choi⁽⁹⁾는 실린더 주위 유동에 분포가진(distributed forcing)이라는 새로운 형태의 능동 제어 방식을 제안하여, 이차원적 유동에 삼차원적 교란을 가함으로써 항력 감소를 보였다. 또한 Choi 등⁽¹⁰⁾은 이러한 분포가진이 고정된 박리점을 가지는 모형 운송체 유동 제어에 적용될 수 있음을 보인 바 있다. 후류 교란자는 크기가 작고 운송체에 탈부착이 용이해서 그 항력 감소 효과가 밝혀질 경우, 실제 차량에의 적용 가능성이 크다.

본 연구에서는 분포가진이 가지는 제어 효과를 나타낼 수 있는 새로운 수동 제어 장치인 후류 교란자(wake disrupter)를 제시하고, 이를 모형 운송체에 적용하고자 한다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 풍동 및 실험모델

풍동은 저속 분출식 개방형으로서, 사용된 송풍기는 원심형으로 11kw의 전동기에 의해 구동되며, 정격 회전수는 1150rpm이다. 시험부의 크기는 3000 × 600 × 300mm이며 재질은 아크릴이다. 이때 시험부 내의 최대 풍속은 25m/s이며 풍동의 균일도와 난류 강도는 각각 0.5% 이내이다. 실험 모형은 Tombazis & Bearman⁽³⁾의 실험에서 사용된 실험모형과 기하학적으로 유사한 모델을 사용하였다(Fig. 1). 모형의 재질은 ABS 수지로 제작되었으며, 이 ABS 수지는 가벼우면서도 가공성이 좋고 강도가 높은 장점이 있다. 앞 부분은 8:1의 타원형이며, 뒤쪽은 평행하게 이어지다 고정된 박리점을 갖도록 설계하였다. 실험모형의 전체 길이(코드 길이)는 380mm이며, 이 중 타원형 형상인 부분은 전면으로부터 240mm이다. 실험모형의 높이

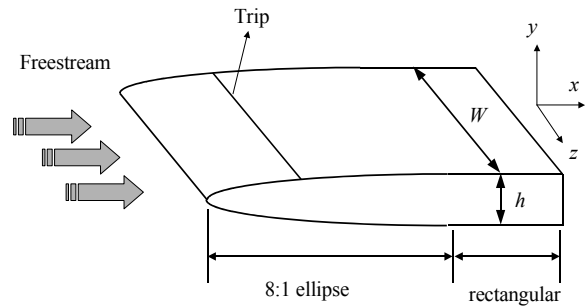


Fig. 1 Schematic of the experimental model vehicle.

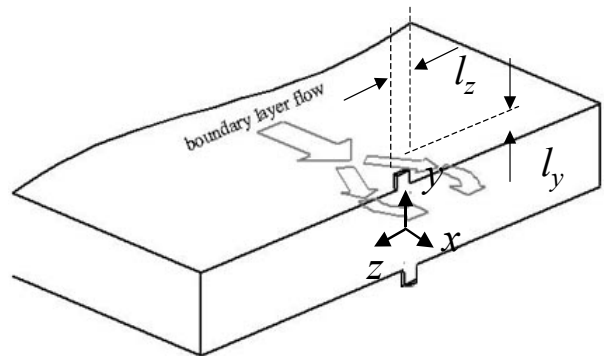


Fig. 2 Schematic of the wake disrupter.

(h)는 60mm, 폭(W)은 300mm이다. 차폐량은 10%이며, 전면으로부터 코드 길이의 25% 위치에 트립 와이어를 설치하였다. 트립 와이어는 지름이 약 2mm 정도의 키체인을 사용하였는데 그 형태는 작은 구들이 체인으로 연결된 모양이다. 트립 와이어는 특수 야고를 사용하여 부착하였는데, 야고는 다른 접착제에 비하여 깨끗이 제거된다는 장점이 있어서 실험 모형을 손상시키지 않기 위해 이 접착제를 사용하였다. 좌표계의 원점은 모형 뒷면의 기하학적 중심, 즉 높이와 폭의 중심이 되는 점이다. 이 점을 원점으로 유동 방향을 x축, 높이 방향을 y축, 폭 방향을 z축으로 정의하였다.

2.2 후류 교란자(Wake disrupter)

본 연구에서 사용되는 후류 교란자는 모형 운송체의 박리점에 부착되는 작은 크기의 직사각형 모양의 판이다(Fig. 2). 후류 교란자는 본 연구실에서 개발한 분포가진에 의한 제어에서 착안한 것으로, 크기가 작고 제어 효과가 커서 실제 운송체에 적용하기 적합한 수동제어 방식이다. 후류 교란자는 폭 방향의 중심에 아래와 위로 같은 크기를 하나씩 설치하여, 후류 교란자의 크기에 따라 후면 압력이 어떻게 변화하는지 살펴보았다. 후류 교란자

Table 1 Size of wake disrupter.

l_z/h	l_y/h
0.017	0.017, 0.033, 0.05, 0.067, 0.133, 0.2, 0.25
0.033	0.017, 0.033, 0.067, 0.2, 0.25
0.067	0.017, 0.033, 0.067, 0.25
0.1	0.133, 0.2
0.133	0.033, 0.067, 0.133, 0.2, 0.25, 0.667
0.2	0.033, 0.067, 0.133, 0.2, 0.25
0.25	0.033, 0.067, 0.133, 0.2, 0.25
0.333	0.067, 0.1, 0.133, 0.2, 0.25
0.5	0.067, 0.1
0.667	0.067, 0.1, 0.133, 0.2, 0.25

는 에폭시 접착제와 양면 테잎을 사용하여 부착하였는데, 이런 방식은 지지 강도를 높게 하면서도 후류 교란자의 탈부착시 모형에 손상을 주지 않기 위한 방법이다. 사용된 후류 교란자의 크기는 총 46 가지로 각각의 크기는 Table 1 과 같다

2.3 압력 측정

압력을 측정하기 위하여 모형에 압력탭을 설치하였다. 모형의 타원형인 부분에 좌우에 각각 2 개씩, 그리고 모형의 뒷면에 폭 방향(z 방향)으로 18 개, 높이 방향(y 방향)으로 2 개의 압력탭을 설치하였다. 이 중에서 모형 앞부분에 설치된 4 개의 압력탭의 압력값으로부터 후류 교란자의 부착이 모형에 영향을 주었는지 확인해 볼 수 있다. 압력탭을 설치하기 위하여 압력탭을 설치할 위치에 내경 1mm 의 구멍을 판 다음 그 곳에 금속 파이프를 삽입했다. 그리고 금속 파이프와 모형 사이에 틈이 생겨서 유동이 새는 것을 방지하기 위해서 아교와 에폭시 접착제, 테프론 테이플을 이용하여 파이프와 모형 사이를 밀폐시켰다. 압력탭은 비닐 튜브와 스캐니 밸브를 거쳐 측정범위가 0~1torr 인 마노미터(MKS 220CD)로 연결되는데 이러한 연결부위 역시 테프론 테잎으로 밀폐시켰다. 또한 펄스 발생기로부터 나오는 신호로 압력 측정점을 바꾸어 가면서 압력을 측정하는데, 측정점 사이에는 20 초의 여유시간을 두어 이전 측정점의 압력값으로 인한 간섭을 막았다. A/D 변환기를 이용하여 1kHz 의 sampling rate 으로 각각의 점에서 100 초간 데이터를 받아서 평균을 낸 후, 하드디스크에 저장하게 된다. 운송체의 높이를 기준으로 한 레이놀즈 수는 Re=20000 으로 고정시키고 압력을 측정하였다.

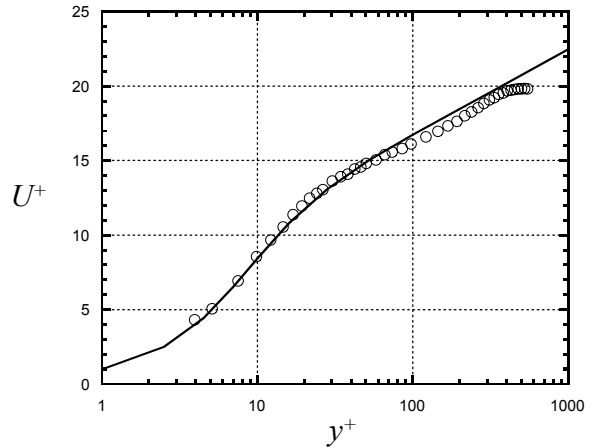


Fig. 3 Mean streamwise velocity profile at Re=40000: —, law of the wall ($U^+=y^+$, $U^+=2.44\ln y^++5.0$); O, present study.

2.4 속도 측정

Re=20000 과 40000 에 대해 모형으로부터 유동이 박리되기 직전의 경계층 특성을 알기 위해서 본 실험실에서 제작한 I-프로브를 이용하여 순간 속도를 측정하였다. 유동이 박리되기 전인 $x/h = -2/60$ 지점에서 경계층을 측정하였고, 컴퓨터로부터 나오는 펄스 신호로 5 상 스텝핑 모터를 구동시켜 이송장치를 동작시켰다. 열선 유속계에서 출력 전압과 실제 속도 사이의 상관 관계는 일반적으로 많이 사용하는 4 차 다항식을 사용하였다. 속도의 보정을 위해, 또 하나의 피토포를 프로브와 같은 x 위치에 설치한 후, y 방향으로 프로브를 이동시키면서 그 지점에서의 보정 곡선으로부터 구한 값과 피토포에서 측정한 값을 비교하여 최대 오차가 1% 이하가 될 때, 그 값을 채택하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 난류 경계층과 운동량 두께

Fig. 3 은 Re=40000 에서 유동이 박리되기 직전 ($x/h = -2/60$)에 경계층의 주유동 방향의 속도 분포를 나타낸 것이다. 평균 속도 분포가 잘 알려진 벽법칙과 잘 일치하는 것으로 보아 유동이 난류라는 것을 알 수 있다. 이 때 경계층 두께(δ)는 약 13.27mm, 운동량 두께(θ)는 1.02mm 정도이다. Re=20000 에서도 이와 마찬가지로 박리되기 직전의 유동이 난류임을 확인할 수 있었다.

3.2 압력 계수

후류 교란자를 설치하지 않은 기본 모형에서 측

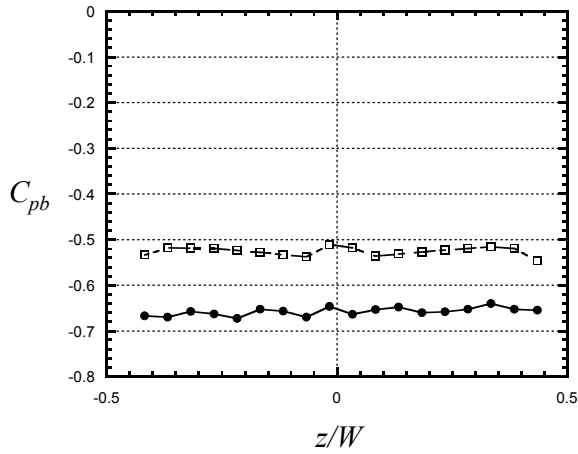


Fig. 4 Distribution of the base-pressure coefficient along the centerline of the base surface at $Re=20000$: —●—, without wake disrupter, --□--, with wake disrupter ($l_y/h = 0.2, l_z/h = 0.25$). W denotes the spanwise length of the model vehicle.

정한 후면 압력계수와 여러 가지 다른 크기의 후류 교란자를 설치한 때의 후면 압력계수를 비교한 결과, 압력계수가 가장 많이 증가하는 경우를 Fig. 4에 나타내었다. 이 경우에는 기본 모형의 압력에 비하여, 후류 교란자를 설치하였을 때 최대 약 20% 정도의 압력이 상승하였다. 기존의 연구자들은 모형 끝단의 영향을 배제하기 위하여 end plate를 설치하고 실험을 수행하였으나, 본 연구에서는 모형 끝부분과 가운데의 압력차가 5% 이하로 크지 않으므로 끝단의 영향을 무시하고 실험을 수행하였다. 후류 교란자가 설치된 $z=0$ 부근에서 압력이 가장 많이 상승하는 봉우리가 발생함이 특기할 만하다. 이는 후류 교란자 자체의 항력을 고려하지 않을 경우, 여러 쌍의 후류 교란자가 압력을 더욱 증가시킬 수 있음을 보여준다.

Fig. 5는 여러 가지 다른 크기의 후류 교란자를 설치하여, 각 경우에 폭 방향으로 평균한 후면 압력의 증가율을 나타낸 것이다. 즉, 후류 교란자가 설치되지 않았을 때의 압력계수에 비해 각 경우에 압력계수 변화량이 얼마나 되는지 표시한 것이다. + 부호는 압력계수가 증가한 것이고, - 부호는 압력계수가 감소한 것을 나타낸다. 후류 교란자의 크기가 아주 작을 경우($l_y/h < 0.1, l_z/h < 0.1$)에는 후면 압력이 오히려 감소하여 항력을 증가시킨다. 그러나 후류 교란자가 어느 정도 클 경우 모형 후면 압력이 증가하여 항력을 감소시키고, 특히 $l_y/h = 0.25, l_z/h = 0.2$ 부근에서 후면 압력을 가장 많이 증가시켜 이 부근에서 후류 교란자의 최적의 크기가 결정됨을 보여준다. 이 때의 압력계수는 약 20%

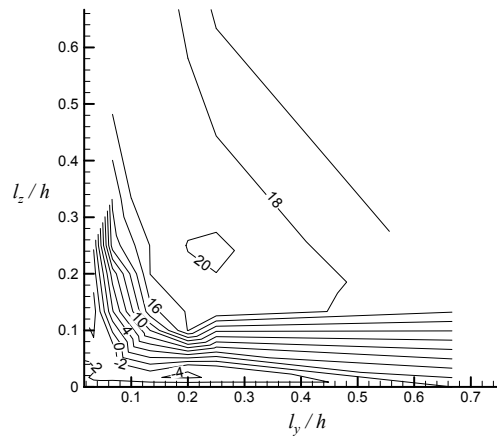


Fig. 5 Contours of percentage increase in the span-averaged base-pressure coefficient with respect to the size of the wake disrupter at $Re=20000$.

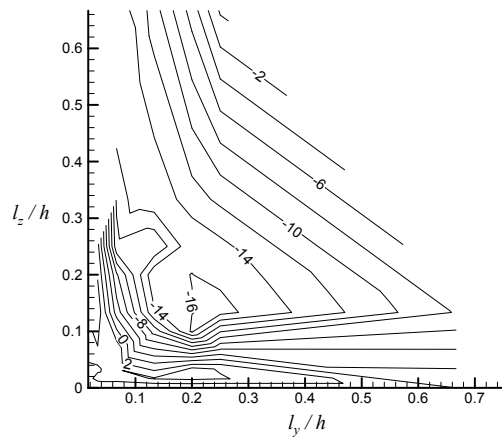


Fig. 6 Contours of drag increasing percentages with various sizes of wake disrupter at $Re=20000$.

정도 증가하게 된다.

그러나 단순히 후면 압력 증가만을 고려하여 후류 교란자의 크기를 결정할 수 없는 것은, 후류 교란자 자신도 역시 무시할 수 없을 정도의 항력을 가지고 있기 때문이다. 후류 교란자의 크기가 커지면 후류 교란자 자체의 항력은 증가하게 되고, 모형 운송체와 후류 교란자의 전체 항력이 자칫 증가할 수 있다. 그러므로, 전체 항력을 어느 정도 근사하여 추정해 보는 일은 상당히 의미 있는 일이다. 모형 운송체와 같이 뭉툭한 물체에서는 압력의 차이에 의한 형상 항력이 전체 항력의 대부분을 차지하고 있기 때문에 측정된 압력 변화로 전체 항력 변화를 추정할 수 있다. 모형의 앞쪽, 즉 타원형으로 이루어진 부분을 이차원 Rankine 형상으로 가정하고 압력값을 구한 뒤, 실험으로 구한 모델 뒷부분의 압력값을 이용하여 항력을 추정하였다. 이렇게 구한 항력계수는 $C_d=0.645$ 이다.

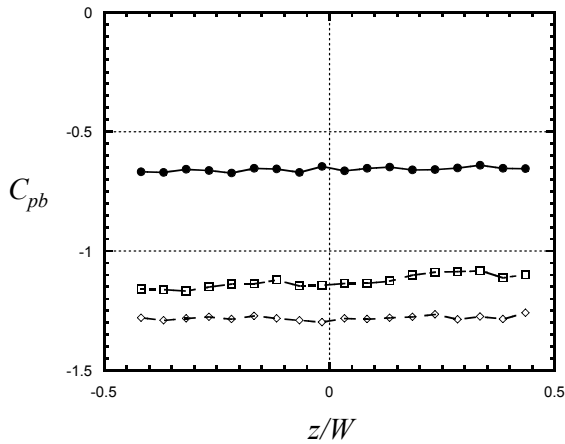


Fig. 7 Distribution of the base-pressure coefficient along the centerline of the base surface at $Re=20000$: —●—, without wake disrupter; --□--, with wake disrupter ($l_y/h=0.133, l_z/h=5$); --◇--, with wake disrupter ($l_y/h=0.25, l_z/h=5$).

또한 후류 교란자 앞쪽의 압력계수는 1, 뒤쪽의 압력계수는 모형의 후면에서 측정한 압력계수와 같다고 가정하였다. 이렇게 구한 항력을 기본 모형의 항력과 비교하여 그 변화율을 Fig. 6에 나타내었다. + 부호를 가지는 것은 항력이 증가한 것을, - 부호를 가지는 것은 항력이 감소한 것을 나타낸다. 후류 교란자 자신의 항력도 포함되므로, 항력 감소를 보이는 후류 교란자의 크기인 l_z 영역이 Fig. 5에 비해 조금 감소하는 것을 볼 수 있다. 특히 후류 교란자의 최적의 크기로 생각되는 $l_y/h=0.25, l_z/h=0.15$ 부근에서는 최대 약 16% 정도의 항력 감소 효과를 보인다. 그러나 후류 교란자의 크기가 커지면 그 자신의 항력이 커지면서 전체 항력은 덜 감소하게 된다.

앞서 제시한 후류 교란자들과는 달리 Fig. 7은 모형의 전체 폭 길이만한 후류 교란자($l_z/h=5$)를 설치하였을 경우 압력값을 보여준다. 모형 운송체의 전체 폭에 걸쳐서 유동장을 방해하게 되면 그림과 같이 압력은 감소하고 항력은 증가하게 된다. 또한 이 그림에서 l_y 를 어떻게 변화시키든지 모형 뒷면의 압력은 크게 감소하는 것을 볼 수 있다. 후면 압력을 크게 증가시킨 최적 크기에 해당하는 $l_y/h=0.25$ 의 높이에서도 압력은 더욱 감소하게 된다. 이것은 후류 교란자 자신이 이차원 형태로 되어 있어서, 이차원적인 유동장을 삼차원으로 교란시켜 주지 못하면 압력 상승의 효과는 기대할 수 없음을 보여주고 있다. 즉, 효과적인 후류 교란자는 이차원 Kármán 보텍스 쉐딩의 형성을 방해하

고, 이로 인해 Kármán 보텍스가 약화되어 뒤쪽 부분에 압력 회복이 발생하는 것이다. 이것은 이차원 모형 운송체에서의 이전 연구들이 이차원 보텍스 쉐딩을 약화시켜서 항력을 감소시키려고 했던 것들과 일치하는 결과이다.

4. 수치해석

이상과 같이 실험적으로 확인한 후류 교란자의 항력 감소 가능성을 보다 엄밀히 검증하기 위해 Germano 등⁽¹¹⁾의 동적 모델을 이용한 큰 에디 수치모사를 병행하였다. 자유 유동 속도와 모형 운송체의 높이를 기준으로 한 레이놀즈 수 $Re=4200$ 에서 계산이 수행되었으며, 후류 교란자의 크기는 $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.2, 0.2), (0.4, 0.2, 0.2), (0.2, 0.4, 0.2), (0.2, 0.2, 0.4)$ 의 네 가지 경우를 고려하였다. 모형 운송체 위를 지나는 경계층은 난류이며, 그 두께는 $\delta/h=1.4$ 로서 실험의 경우에 비해 경계층은 매우 두꺼운 편이다. 한편, 후류 교란자의 형상을 모사하기 위해서 Kim 등⁽¹²⁾의 가상경계방법을 사용하였다. 수치해석 기법의 상세 사항은 Choi 등⁽¹⁰⁾을 참조하기 바란다.

Fig. 8은 모형 운송체 후면의 중심선($y=0$)을 따라 시간평균된 폭 방향 압력 분포를 나타낸다. 네 가지 크기의 후류 교란자 모두 후면 압력을 크게 증가시키며, 실험의 경우와 마찬가지로 후류 교란자가 설치된 폭 방향 위치에서 다른 위치보다 후면 압력이 더욱 증가함을 볼 수 있다. 네 가지 크기의 후류 교란자 중에서는 $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.2, 0.4)$ 인 경우가 가장 높은 압력 회복값을 나타낸다.

Fig. 9는 후류 교란자가 부착되지 않은 모형 운송체 후류와 크기가 $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.2, 0.4)$ 인 후류 교란자가 부착된 모형 운송체 후류의 보텍스 구조를 Jeong & Hussain⁽¹³⁾의 λ_2 방법을 이용하여 가시화한 것이다. 후류 교란자를 설치하면 후류 교란자를 설치하지 않은 경우에 비해 Kármán 보텍스 쉐딩이 크게 억제되는 것을 명확히 볼 수 있다. 이는 Choi 등⁽¹⁰⁾이 제안한 분포가진에서의 결과와 매우 유사하며, 후류 교란자가 분포가진과 마찬가지로 삼차원적 교란을 통해 이차원 보텍스 쉐딩을 약화시킴으로써 항력을 감소시키는 방법임을 의미한다.

5. 결론

본 연구에서는 후류 교란자라는 독특한 형태의 수동 제어 방식을 모형 운송체에 적용하여 모형 뒷면의 압력과 항력이 어떻게 변하는지 살펴보았

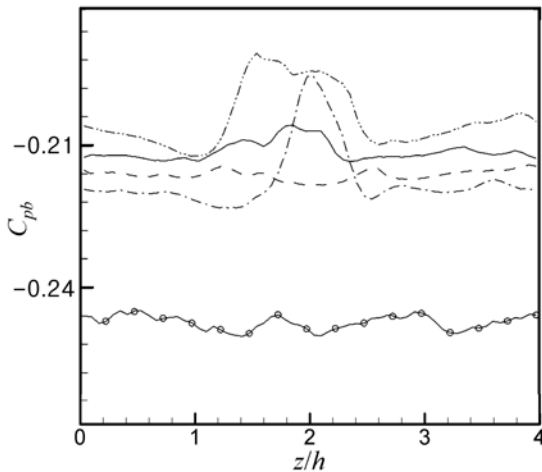


Fig. 8 Time-averaged base-pressure coefficient along the centerline of the base surface at $Re=4200$: —○—, without disrupter; —, $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.2, 0.2)$; ----, $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.4, 0.2, 0.2)$; — · —, $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.4, 0.2)$; — · · —, $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.2, 0.4)$.

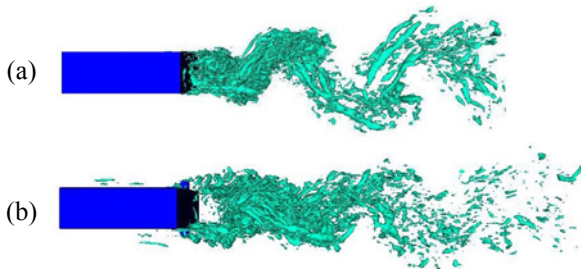


Fig. 9 Vortical structures: (a) without wake disrupter; (b) $(l_x/h, l_y/h, l_z/h)=(0.2, 0.2, 0.4)$.

다. 모형 운송체에 대한 기존의 연구들은 운송체의 형태를 바꾸거나, 부가적인 에너지를 필요로 하는 단점이 있었다. 그러나 후류 교란자는 크기가 작고, 제어 효과가 우수하여 실제 운송체에 적용할 수 있는 가능성이 높다. 이를 위한 실험으로 난류 유동에 대하여 $Re=20000$ 에서 모형 뒷면의 압력을 측정하고 이 압력값을 바탕으로 항력을 추정하였다. 후류 교란자의 크기가 작을 경우에는 오히려 항력을 증가시키며, 크기가 매우 클 경우에도 항력을 유발시켜 결국 최적의 크기가 존재하였다. 후면 압력이 가장 증가하는 크기는 $l_y/h=0.25$, $l_z/h=0.21$ 이고 이 때 후면 압력은 대략 20% 증가하였다. 그러나 후류 교란자 자체의 항력을 생각했을 경우 $l_y/h=0.25$, $l_z/h=0.15$ 부근에서 최적의 크기가 결정되고 이 때의 항력은 약 16% 감소하였다. 반면에, 후류 교란자가 이차원 유동을 제대로 교란시키지 못할 경우에는 오히려 항력을 크게 증가시켰다. 후류 교란자의 항력 감소 성능은 $Re=$

4200 에서 행해진 큰 에디 수치모사에서도 확인되었으며, 후류 교란자가 이차원 보텍스 웨딩을 크게 억제시킴을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 과학기술부의 창의적연구진흥사업과 교육인적자원부의 BK21 의 지원 하에 이루어졌으며, 이에 감사를 드립니다.

참고문헌

- (1) Tanner, M., 1972, "A method of reducing the base drag of wings with blunt trailing edges," *Aeronaut. Quart.*, Vol. 23, p. 15.
- (2) Petrusma, M. S. & Gai, S. L., 1994, "The effect of geometry on the base pressure recovery of the segmented blunt trailing edge," *Aeronaut. J.*, Vol. 98, p. 126.
- (3) Tombazis, N. & Bearman, P. W., 1997, "A study of three-dimensional aspects of vortex shedding from a bluff body with a mild geometric disturbance," *J. Fluid Mech.*, Vol. 243, p. 85.
- (4) Darekar, R. M. & Sherwin, S. J., 2001, "Flow past a square-section cylinder with a wavy stagnation face," *J. Fluid Mech.*, Vol. 426, p. 263.
- (5) Bearman, P. W., 1967, "The effect of base bleed on the flow behind a two-dimensional model with a blunt trailing edge," *Aeronaut. Quart.*, Vol. 18, p. 207.
- (6) Wood, C. J., 1964, "The effect of base bleed on a periodic wake," *J. R. Aeronaut. Soc.*, Vol. 68, p. 477.
- (7) Leu, T.-S. & Ho, C.-M., 2000, "Control of global instability in a non-parallel near wake," *J. Fluid Mech.*, Vol. 404, pp. 345-378.
- (8) 이충엽, 2002, "간단한 운송체 모형에서 고주파수 가진을 이용한 항력감소," 공학석사학위논문, 서울대학교 대학원.
- (9) Kim, J., & Choi, H., 2002, "Distributed forcing on flow over a circular cylinder," *Proc. 5th JSME-KSME Fluids Engineering Conference*, Nov. 17-21, Nagoya, Japan.
- (10) Choi, H., Kim, J., Hahn, S., Lee, D., Choi, J. & Jeon, W.-P., 2003, "Active control of turbulent flow over a model vehicle for drag reduction," *Proc. 3rd Turbulence and Shear Flow Phenomena*, Jun. 24-27, Sendai, Japan.
- (11) Germano, M., Piomelli, U., Moin, P. & Cabot, W. H., 1991, "A dynamic subgrid-scale eddy viscosity model," *Phys. Fluids A*, Vol. 3, p. 1760.
- (12) Kim, J., Kim, D. & Choi, H., 2001, "An immersed boundary finite-volume method for simulations of flow in complex geometries," *J. Comput. Phys.*, Vol. 171, p. 132.
- (13) Jeong, J. & Hussain, F., 1995, "On the identification of a vortex," *J. Fluid Mech.*, Vol. 285, p. 69.