

## 연소성능 파라미터가 추력실의 막냉각 성능에 미치는 영향

김선진\* · 정충연\*\*

### The Effect on the Film Cooling Performance of Thrust Chamber with Combustion Performance Parameters

Sunjin Kim\* · Chungyon Jeong\*\*

#### ABSTRACT

An experimental study was carried out to investigate the effect of film cooling in the lab-scale liquid rocket engine using liquid oxygen(LOx) and Jet A-1(jet engine fuel) as propellants. Film coolants(Jet A-1 and water) was injected through the film cooling injector. The outside wall temperature of the combustor and film cooled length were determined for chamber pressure, mixture ratio, and the different geometries(injection angle) with the percent film coolant flow rate. The loss of characteristic velocity was determined for the case of film cooling with water and Jet A-1. As chamber pressure increased, the outside wall temperature increased in the nozzle but unchanged over the 9 percent film coolant flow rate for the combustion chamber used in this study. Characteristic velocity wasn't affected with the mixture ratio over the 9 percent film coolant flow rate.

#### 초 록

액체 산소(LOX)와 Jet A-1(Jet engine fuel)을 추진제로 하는 소형 액체 로켓 연소기에서 막 냉각의 효과에 관한 실험적 연구를 수행하였다. 막 냉각제(Jet A-1과 물)는 막냉각장치를 통해 분사되도록 하였다. 막 냉각 유량 변화에 따른 연소기의 외벽온도 및 막 냉각 길이는 추진제 혼합비, 연소실 압력 및 막냉각장치의 형상 변화(분사각)에 따라 비교하였다. 막 냉각에 따른 특성속도 효율의 손실도 막 냉각제를 물과 Jet A-1을 사용하였을 경우에 대해서 각각 구하였다. 연소실 압력의 증가에 따라 노즐에서의 외벽 온도는 증가하였으나, 퍼센트 막냉각 유량이 9% 이상인 경우에 연소실에서는 거의 영향을 받지 않았다. 특성속도는 퍼센트 막냉각 유량이 9% 이상일 때 추진제 혼합비에 영향을 받지 않았다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Film Cooling(막냉각)

#### 1. 서 론

액체 로켓 설계에서 가장 중요한 것 중 하나는 연소실의 냉각장치이다. 다른 열기관과 비교

† 2005년 10월 13일 접수 ~ 2005년 12월 13일 심사완료

\* 정희원, 청양대학 소방안전관리과 조교수

\*\* 정희원, 충남대학교 대학원 기계공학과  
연락처, E-mail: crossmusic@hanafos.com

했을 때, 액체 로켓 엔진에서의 열전달 과정은 매우 복잡하다.[1-3]

첫째, 액체 로켓 연소실은 대체로 3,000 ~ 4,000 K정도 되는 높은 온도와 100 기압이상의 높은 압력에서 작동하기 때문이다. 연소 생성물이 연소실내에서 매우 빠른 속도로 움직이기 때문에, 뜨거운 연소 생성물로부터 엔진의 벽에 전달되는 열전달 계수는 빠르게 증가하고 노즐 목을 통과하는 단위 면적당 대류 열전달량은 10 ~ 70 MW/m<sup>2</sup> 정도가 된다.

둘째, 액체 로켓 엔진에서의 열전달은 복사 열전달의 영향이 매우 크기 때문에 복사 열유속,  $q_r$  이 매우 크게 된다. 일반적인 추진제인 경우 총열량 중 복사에 의해서 연소실 벽에 전달되는 부분은 20 ~ 40% 정도가 된다. 노즐에서 가스온도가 낮아지면 복사 열전달량도 그만큼 감소한다.

셋째, 대류와 복사에 의해 많은 열이 공급되기 때문에 벽면의 온도가 감당할 수 없을 만큼 높은 값에 도달할 수 있다는 것이다. 따라서 액체 로켓 엔진에서는 내열성이 있고 열전도가 매우 높은 물질을 사용하여야 하나 내열성이 있는 물질인 경우에는 상대적으로 열전도도가 낮은 문제점이 있다.

넷째, 액체 로켓은 비행하는 물체이기 때문에 냉각을 위해서 특별히 다른 유체를 사용하는 것은 부적절하다. 일반적으로 액체 로켓 엔진에서는 추진제 중 한 가지를 연소실에 통과시켜 냉각을 한다. 이러한 냉각방식은 연소실의 구조를 복잡하게 하고, 냉각을 위해 공급되는 추진제의 소모량에 제한을 두게 된다. 이외에도 액체 로켓의 냉각은 사용된 추진제의 종류, 추진기관의 용도 및 추진기관의 구조에 따라서 다르게 된다. 예를 들어 액체 산소와 액체 수소와 같은 증발온도가 낮은 추진제를 사용하는 경우 연소실은 액체가 아니라 기체 상태로 냉각되기 때문에 로켓의 구조에 특별히 유의해야 한다.

막 냉각만을 이용한 열 차폐는 과거 주요 로켓엔진에 많이 적용되어 오지 못하였으나, 재생냉각이 적용된 시스템에 막 냉각의 한 형태가

항상 추가되어 적용되어왔다. 막 냉각의 주요 장점은 연소실 내벽을 향한 열전달을 줄인다는 사실이다. 이같은 막 냉각의 장점은 연소실 벽에서의 열용력이 재생냉각의 실행 가능성을 가름하기 때문에 아주 중요한 고려사항이 되었다.

따라서 본 연구에서는 LOX/Jet A-1을 추진제로 하는 소형 액체 로켓 엔진을 이용하여 연소성능 파라미터(연소실 압력 및 혼합비)의 변화에 따른 추력실 외벽온도의 거동, 막냉각 길이 및 연소성능 등 냉각성능에 미치는 영향을 고찰하고자 하였다. 막 냉각장치는 연소실 내벽에 스월(Swirl) 분사되는 형태를 사용하였으며, 막 냉각제로 물과 Jet A-1을 사용하여 막 냉각제에 따른 막냉각 특성을 살펴보았다.

## 2. 실험장치

### 2.1 연소시험장치

본 연구에서 연소실은 Fig. 1에서 보는 바와 같이 점화기가 장착된 부분과 막 냉각 시험을 위한 부분으로 크게 나누어 제작되었다.[4] 점화기가 장착된 연소실 부분은 재질을 SUS304, 길이를 150 mm로 제작하였고, 점화기는 인젝터 헤드로부터 50 mm 떨어진 곳에 장착되었다. 막 냉각 시험을 위한 연소실 부분은 재질을 SUS316으로 하였으며, 플랜지 이외의 벽 두께를 3 mm로 하였다. 막 냉각 시험을 위한 연소실 부분은 점화기가 장착된 연소실 부분, 막 냉각장치 및 노즐과 체결하기 위한 플랜지 부분을 포함하여 길이를 154 mm로 하였다.

노즐은 실험하고자 하는 연소실 압력에 따라서 노즐 목의 직경을 23.3 mm, 20.3 mm, 16.6 mm로 제작하였다.

추력실의 외벽 온도는 Fig. 2와 같이 점화기가 장착된 부분을 제외하고 연소실 부분 7지점, 노즐 7지점에서 측정하였다. 원주방향 외벽온도분포를 확인하기 위하여 연소실의 한 곳을 지정하여 원주방향으로 90° 마다 하나씩 측정하였다.

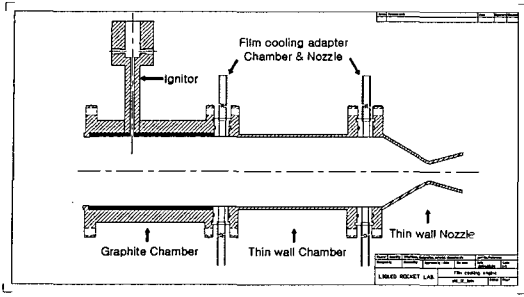


Fig. 1 A Sketch of Model Thrust Chamber

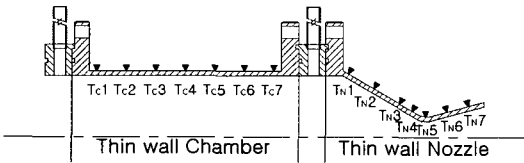
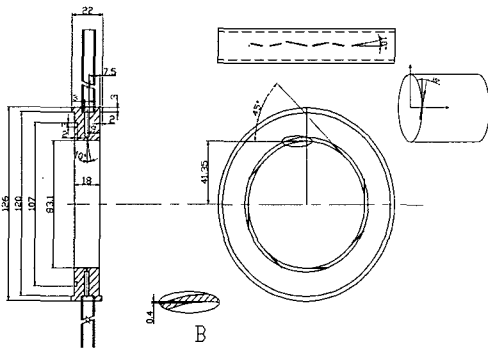
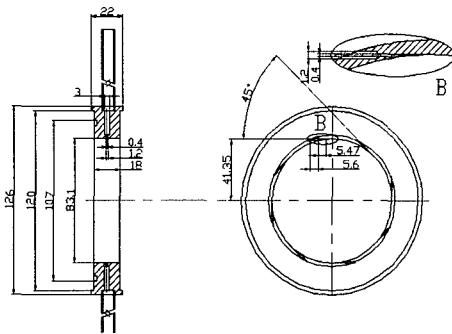


Fig. 2 Thermocouple Position in Thrust Chamber



(a) 1st Injector



(b) 2nd Injector

Fig. 3 Cross Sectional View of Film Cooling Injector

막 냉각제는 연소실 내벽에 "번아웃(burn out)"이 생기지 않도록 연소실 내부로 고르게 분사시켜야 한다.[5] 이를 위해서 본 연구에서는 막 냉각제가 스월 형태로 분사되도록 하였다. 막 냉각장치는 연소실 내부로 막 냉각제를 설정한 유량으로 공급할 수 있도록 Fig. 3과 같이 두 가지를 제작하였다.

첫번째는 접선방향 주입구(tangential hole)의 수를 8개, 직경을 4 mm로 하였고, 연소실 축방향 10°로 나선형으로 분사되도록 하였다.(1st injector) 두 번째는 접선방향 주입구의 수를 8개, 직경을 4 mm로 하고 분사방향은 연소가스 진행 방향에 대하여 수직하게 스월(swirl) 형태를 취하도록 하였다(2nd injector).

Table 1은 본 연구에 사용된 추력실 사양이다.

Table 1. Engine Specifications

추진제	연료	Jet A-1
	산화제	액체산소
냉각제 종류	Jet A-1, 물	
인젝터	종류	동축 스월형
	수량	1
연소실	종류	실린더형
	내경	83.1 mm
	시험 영역	길이 154 mm 두께 3 mm
노즐	종류	원추형
	목 직경	23.3 mm, 20.3 mm, 16.6 mm
	수축각	30°
	확대각	15°
	벽 두께	3 mm

2.2 실험결과 처리

본 연구에서는 막 냉각 성능을 확인하기 위하여 연소시험 중 연소실 및 노즐 내부에 냉각제를 분사시켜 이에 따른 연소실 외벽 온도의 거동을 측정하였다. Fig. 4는 실험을 통해 얻은 시간에 따른 온도변화의 한 예로서, 이 때의 실험 조건은 연소실압력 1.85 MPa, 막 냉각제 유량 41.7 g/s 이었다.

막 냉각제 유량은 유량계를 통하여 얻은 데이터를 다음과 같이 변환하여 적용하였다.[4]

$$\text{퍼센트 막냉각 유량} = \frac{m_c}{(m_o + m_f + m_c)} \times 100[\%]$$

막 냉각 길이는 연소실 외벽 온도가 냉각제의 끓는점에 비하여 낮은 점까지의 거리로 판단하였다.

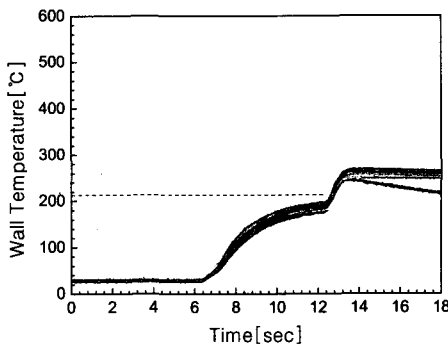


Fig. 4 Variation of Wall Temperatures

모든 실험조건에서 대하여 연소성능 파라미터 중 특성속도(characteristic velocity)로 막 냉각이 연소성능에 미치는 영향을 고찰하였다.[6] 이 때, 특성속도는 CEA 프로그램을 이용하여 구하였으며, 평형상태로 가정한 값을 취하였다.

### 3. 실험결과

#### 3.1 연소실 압력에 따른 추력실 외벽온도 변화

Figure 5는 연소실 압력의 변화에 따른 추력실 외벽 온도를 나타낸 그래프이고, Fig. 6은 연소실 압력이 퍼센트 막냉각 유량의 변화에 따라 노즐 목에서의 외벽 온도에 미치는 영향을 나타낸 것이다.

Figure 5는 혼합비 2.2, 퍼센트 막냉각 유량 9.5%일 때의 실험결과이다. 연소실 압력의 증가에도 불구하고 연소실 내벽을 충분히 냉각시켰을 때, 연소실에서의 외벽 온도는 거의 차이가 없는 것으로 나타났다. 그러나 Fig. 6과 같이 노즐 목에서의 외벽 온도는 연소실에서의 거동과

는 달리 연소실 압력의 증가에 따라서 증가하였다.

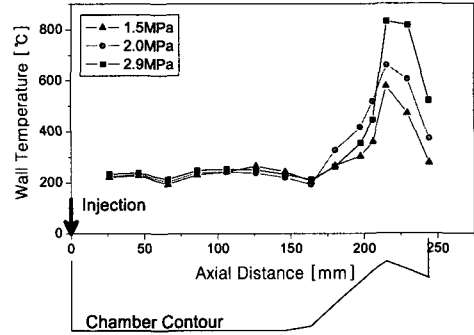
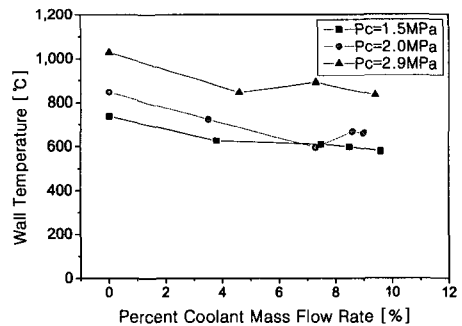
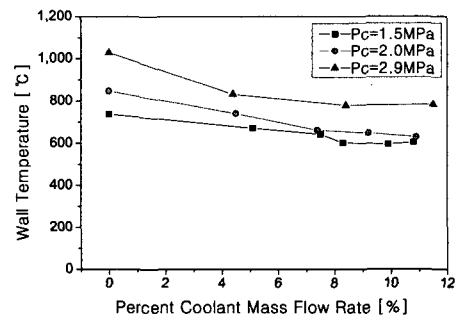


Fig. 5 Variation of Wall Temperatures with Chamber Pressure (Mixture Ratio 2.2, Percent Coolant Mass Flow Rate 9.5%)



(a) Water



(b) Jet A-1

Fig. 6 Wall Temperatures with Chamber Pressure at the Throat

이것은 노즐 목에 도달하기 이전에 막 냉각제가 완전 기화되어 노즐 목에서 연소가스의 대류 열전달계수가 급상승하기 때문인 것으로 사료된다. 퍼센트 막냉각 유량이 7% 이상에서는 7%미만에서보다 연소실 압력에 따른 온도차이가 줄어들어드는 것으로 나타났다. 따라서 Fig. 5와 Fig. 6의 결과를 종합하여 볼 때, 연소실 벽 온도는 충분히 막 냉각되고 있는 경우 연소실 압력에 대하여 독립적이라고 볼 수 있다.

### 3.2 혼합비에 따른 막냉각 길이와 연소실 벽온도의 영향

막 냉각제 Jet A-1을 연소실 내로 분사시켰을 때, Jet A-1은 연소가스와 반응을 하게 되어 연소가스의 조성이 변하게 된다. 따라서 연소실 내의 혼합비는 막 냉각 유량을 반영하여야 한다. 그러나 막 냉각제로 물을 사용하였을 경우, 물은 연소가스와 반응을 하지 않는 것으로 간주하여 연소실 내의 혼합비를 주 추진제의 혼합비로 사용한다.

Figure 7과 8은 혼합비의 변화가 추력실 외벽 온도 및 막 냉각 길이에 미치는 영향을 나타낸 것이다. Fig. 7은 Jet A-1을 막 냉각제로 하여 연소실압력 2.0 MPa, 퍼센트 막냉각 유량 9.5%일 때의 결과이며, Fig. 8은 Jet A-1을 막 냉각제로 하여 연소실압력 2.0 MPa에서 퍼센트 막냉각 유량의 변화에 따른 막 냉각 길이의 거동을 나타낸 것이다.

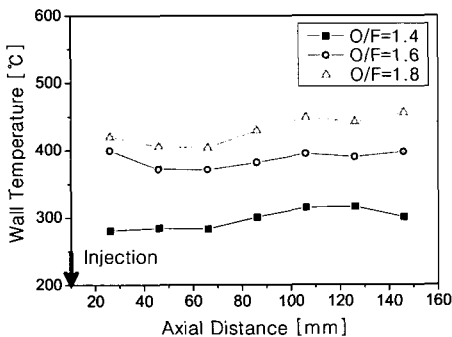


Fig. 7 Variation of Wall Temperatures with Mixture Ratio

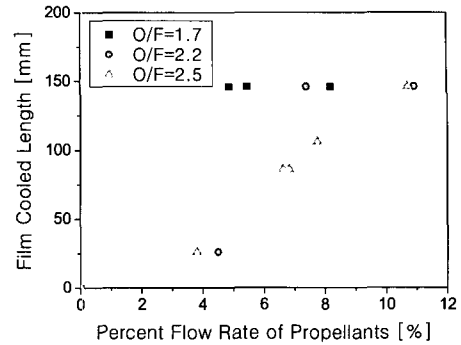


Fig. 8 Variation of Film Cooled Length with Mixture Ratio

Figure 7과 같이 본 연구에서 다뤄진 범위에서 혼합비가 증가함에 따라서 추력실의 외벽 온도는 증가하는 것으로 나타났으며, Fig. 8에서 보는 바와 같이 혼합비가 연료과잉으로 감에 따라서 막 냉각 길이는 다소 길어졌다.

Figure 8에서 퍼센트 막냉각 유량이 8% 이상에서 막냉각 길이가 같은 것으로 나타난 것은 연소실 길이가 상대적으로 짧아 146 mm 이상에서는 측정하지 못하였기 때문이다.

Figure 7과 8의 결과는 혼합비에 따라 연소가스 온도의 차이가 영향을 주었기 때문으로 사료된다. 즉, 막 냉각 길이와 벽 온도는 연소가스의 온도에 크게 좌우된다. 따라서 엔진을 설계할 때에는 추진제 조합에 따른 최대의 성능을 주는 최적의 혼합비를 기준으로 산화제 과잉영역보다는 연료 과잉영역이 냉각관점에서는 다소 유리하다고 할 수 있으므로 이를 고려하여 설계하여야 한다.

### 3.3 혼합비에 따른 특성속도의 변화

Figure 9는 막 냉각을 하지 않은 경우와 퍼센트 막냉각 유량이 9.5%인 경우에 대한 혼합비에 따른 특성속도의 변화를 비교한 것이다. 혼합비가 1.3에서 1.7까지의 구간에서는 특성속도의 상승이 뚜렷하게 보였으나, 혼합비가 1.7이상인 경우에는 특성속도의 상승이 저하되었다.

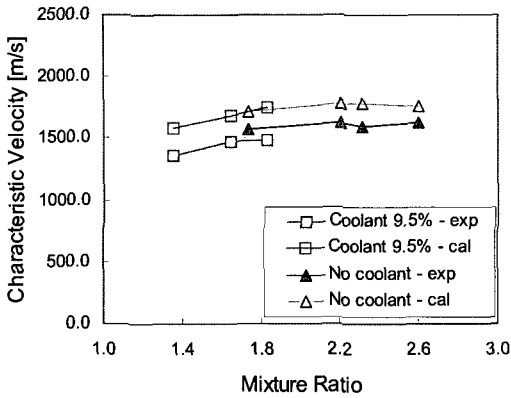
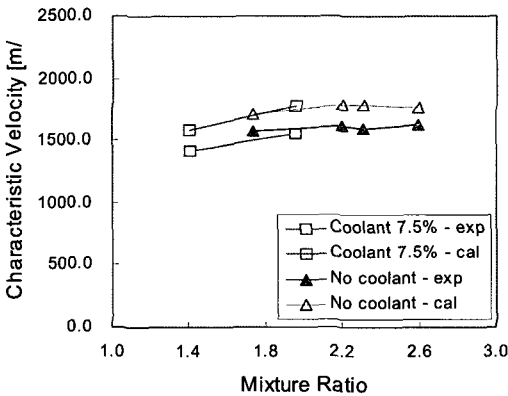
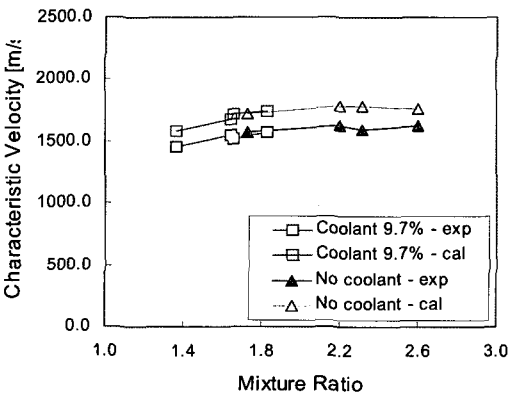


Fig. 9 Effect of Film Cooling on Rocket Engine Performance - Jet A-1 (1st Injector)



(a)



(b)

Fig. 10 Effect of Film Cooling on Rocket Engine Performance - Jet A-1 (2nd Injector)

Figure 10은 다른 막냉각장치(2nd injector)의 결과를 나타낸 것이다. Fig. 10에서 두 번째 막냉각장치를 통한 특성속도 거동을 보면, Fig. 9의 결과와 달리 특성속도의 차이가 혼합비 1.7이상에서는 작은 것으로 나타났으며 특성속도가 막 냉각을 하지 않는 경우에 비해 크게 차이가 나지 않았다.

따라서 Jet A-1을 막 냉각제로 사용하였을 때, 전체 혼합비가 최적의 혼합비에서 엔진성능의 손실이 최소가 될 것으로 사료된다.

#### 4. 결 론

본 연구는 액체 산소(LOX)와 Jet A-1(Jet engine fuel)을 추진제로 하는 소형 액체 로켓 연소기를 이용하여 연소기 내부에 막 냉각제를 분사시켰을 때, 연소성능 파라미터(연소실 압력, 혼합비)가 연소실 벽 온도, 막 냉각 길이 및 연소 성능에 미치는 영향을 알아내고자 하였다.

- 1) 연소실에서의 외벽 온도는 주어진 연소실 길이를 충분히 냉각시켜주는 경우 연소실 압력에 영향을 받지 않았다.
- 2) 연소실 외벽 온도는 추진제 혼합비가 연료과잉으로 갈수록 감소하였으나, 막 냉각 길이는 이와 반대로 다소 증가하였다. 추진제 혼합비에 따른 연소가스의 온도가 연소실 외벽 온도 및 막 냉각 길이에 영향을 미치고 있음을 알 수 있었다.
- 3) 축방향에 대하여 0°로 스웰(swirl) 유동을 형성하도록 냉각제를 분사시켰을 때, 혼합비 증가에 따라 특성속도는 막 냉각을 하지 않은 경우에 비하여 영향을 받지 않으나, 분사방향이 축방향에 대하여 0°인 경우 보다 감소하였다.
- 5) 본 연구의 결과는 연소기에서의 냉각장치 설계에 필요한 기초 자료로 활용 가능할 것이다.

1. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Element", 7th John Wiley & Sons Inc, 1992, pp.89-97
2. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines", AIAA, Vol. 147, Progress in Astronautics & Aeronautics, 1992, pp.85
3. G. P. Sutton, W. R. Wagner and J. D. Seader, "Advanced Cooling Techniques for Rocket Engines", Astronautics & Aeronautics, January 1966, pp.60-71
4. 정해승, 최영환, 김유, 김선진, "액체로켓엔진의 막냉각에 관한 실험적 연구(I)", 한국항공우주학회지, 제33권 제6호, 2005, pp.71-75
5. 조용일, 유만선, 정학재, 조형희, "축소노즐내 슬롯 막냉각에서의 열전달 특성", 한국추진공학회지, 제5권 제1호, 2001, pp.34-41
6. H. Tamura, F. Ono, H. Gomi, "High Pressure LOX/Heavy Hydrocarbon Fuel Rocket Combustor Investigation", 16th ISTS, 1988, pp.265-272