에어터보램제트 엔진의 아음속 성능 해석

이양지* · 양인영* · 양수석*

Subsonic Performance Analysis of Air Turbo Ramjet Engine

Yangji Lee* · Inyoung Yang* · Sooseok Yang*

ABSTRACT

This paper investigates the off-design performance of methane-fueled air turbo ramjet(ATR) engine in subsonic flight speed range. The ATR engine was modeled and simulated numerically. Each component was modeled to enable their off-design calculation. Compressor operating point was determined by flow matching with nozzle, and turbine by work matching. The ATR engine exhibited quite different off-design behavior compared to the conventional gas turbine engine.

초 록

이 논문에서는 메탄을 연료로 하는 에어터보램제트(ATR) 엔진의 아음속 영역에서의 탈설계점 성능 해석을 수행하였다. 이를 위하여 ATR 엔진을 수치적으로 모델링하여 성능을 모사하였다. 각 구성품에 대해 탈설계점 성능을 계산할 수 있도록 모델을 작성하였다. 압축기 작동점은 노즐과의 유량 매칭(matching)에 의하여, 터빈 작동점은 일 매칭에 의하여 결정하였다. 성능 해석 결과, ATR 엔진은 기존의 개스 터빈 엔진과 비교해 상당히 다른 탈설계점 특성을 가지고 있음을 보였다.

Key Words: Air Turbo Ramjet Engine(에어터보램제트 엔진), Engine Performance Analysis(엔진 성능 해석), Engine Off-design Performance(엔진 탈설계점 성능)

1. 서 론

가스터빈엔진은 터빈의 입구 온도 제한 때문에 연소 가스 온도가 제한된다. 따라서 고속으로 비행하는 경우(마하 수 2-3 이상)에는 충분한 추력을 낼 수 없다. 한편 램제트 엔진에는 터빈이나 압축기가 없으므로 위와 같은 제한을 극복할 수 있으나 반대로 저속(마하 수 0.5-1.0 이하)에서는 작동 유체가 충분히 압축되지 않아 추력을 발생시킬 수 없다. 에어터보램제트(air turbo ramjet; ATR) 엔진(Fig. 1)은 이 두 엔진

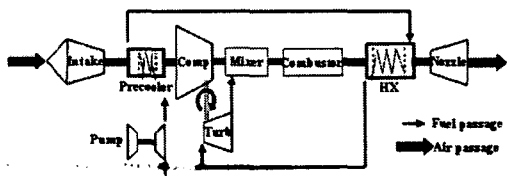


Fig. 1 ATR engine layout

* 한국항공우주연구원 항공추진그룹
연락저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

의 복합 사이클 엔진으로서[1] 기체 연료가 터빈을 구동하는 개념을 채택하고 있다. 연구자들은 ATR의 작동 영역이 마하 수 0.3-0.4로부터 6 이상에 이를 것으로 기대한다.

그러나 실제로 엔진의 작동 영역을 정의하기 위해서는 영역 내의 모든 점에서 각 구성품의 성능 인자들이 물리적으로 달성할 수 있는 값인지를 확인해야만 한다. 특히 작동 영역이 넓은 경우, 주어진 설계점에서 설계한 구성품이 임의의 탈설계점에서는 성능을 발휘하지 못할 수도 있으므로 탈설계점 성능 해석이 더욱 중요하다.

본 연구에서는 기존의 ATR 엔진 기본 설계 및 설계점 성능 해석 결과[2-3]를 바탕으로 아음속 작동 영역에서의 탈설계점 해석을 수행하였다. 이로써 ATR 엔진의 작동 영역과 특성을 파악하고 그 성능 해석에 있어서 특별히 고려해야 하는 사항들을 도출하였다. 또한 이러한 탈설계점 성능 해석 결과를 바탕으로 ATR 엔진 구성품 설계에 요구되는 인자들을 도출하였다.

2. 해석 영역

Fig. 2는 본 연구에서 가정한 ATR 엔진의 비행 영역으로서, 마하 수 0.3-6.0, 고도 0-30 km에 이르고 있다. 기존의 연구에서는 마하 수 2.0, 고도 12.6 km를 설계점으로 하여 각 구성품(흡입구, 예냉각기(precooler), 압축기, 혼합기, 연소기(mixer), 터빈, 열교환기(heat exchanger), 노즐)의 기본 설계를 수행한 결과가 있으며[2-3], 이를 table 1에 정리하였다.

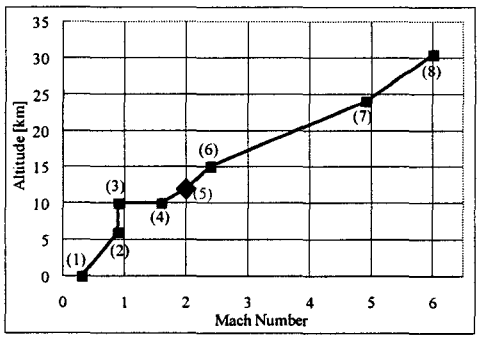


Fig. 2 Flight envelope of ATR engine

Table 1 Design pt. performance of ATR[2-3]

Flowrate	air : 8.0 kg/s, fuel : 0.5 kg/s
Thrust	8.0 kN
Intake	press. recovery : 0.934
precooler	counterflow type eff. : 0.45, press. recovery : 0.9
compressor	press. ratio : 2.0, eff. : 0.86
turbine	press. ratio : 2.65, eff. : 0.45
HX	counterflow type eff. : 0.21, press. recovery : 0.9
nozzle	throat area : 0.058128m2, eff. : 0.81

이렇게 설계한 엔진의 탈설계점 성능을 해석하는 데 있어서 마하 수를 기준으로 작동 영역을 3개 정도로 나누어 생각하는 것이 필요하다.

Fig. 2의 (1)-(3)에 해당하는 아음속 영역에서는 흡입구에 충격파가 없으며 공기 압축은 대부분 압축기에 의존한다. 본 연구에서는 이 영역에서의 해석만을 다루었다.

(4)-(6)에 해당하는 초음속 영역에서는 압축기의 역할이 다소 줄어들고 램 압축 효과가 높아진다. 특히 흡입구에서 충격파가 발생하는데, 본 엔진은 가변 흡입구를 채택하고 있으므로 마하 수에 따라 흡입구 형상을 바꾸어 해석한다.

(6)-(8)에 해당하는 고 마하 수 영역에서는 실제로 엔진이 순전히 램 압축 효과에 의존해 작동하며 압축기는 압력 상승 효과가 적거나 오히려 압력 손실을 일으킬 수도 있다. 이런 영역에서는 압축기 성능 선도를 이용한 성능 해석은 할 수 없고, 압축기의 윈드밀(windmill) 특성 해석을 포함해야 한다.

3. 해석 방법

본 연구에서는 기존에 개발했던 설계점 성능 해석 코드[3]를 바탕으로 탈설계점 성능 해석 코드를 작성하여 여러 운용 조건에서 각 요소 부품별 요구 조건과 성능 인자를 도출하였다. 본 성능 해석 코드는 요소부품 모델링 및 엔진 매칭(matching) 부분에서 아래와 같이 몇 가지 수정이 있었다.

3.1 요소부품 모델링

흡입구 : 본 ATR 엔진의 흡입구는 초음속 흡입구로 설계되었지만 여기에서는 아음속 영역에서만 작동하므로 일정한 흡입구 효율(intake efficiency)을 가지는 아음속 흡입구로 모델링하였다.

압축기 : 일반적인 가스터빈엔진 성능 해석에서와 마찬가지로 성능 선도를 이용하였다. 압축기 성능 선도는 다른 엔진 압축기의 성능 선도를 스케일링(scaling)하였다(Fig. 3).

혼합기 : 공기의 압력 손실이 일정하다고 가정하였으며, 그 외 공기 온도, 연료의 압력 및 온도 변화는 없다고 가정하였다.

연소기 : 기존 코드에서는 연소 계산을 위하여 NASA의 CEA 코드[4]를 사용하였으며, 연소 효율은 일정하다고 가정하였다. 여기에서는 연소 효율을 하중 인자에 관한 다항식으로 계산하는 후기 연소기 모델[5]을 도입하여 연소 효율 변화를 고려하였다.

터빈 : 압축기와 마찬가지로 터빈 성능 선도

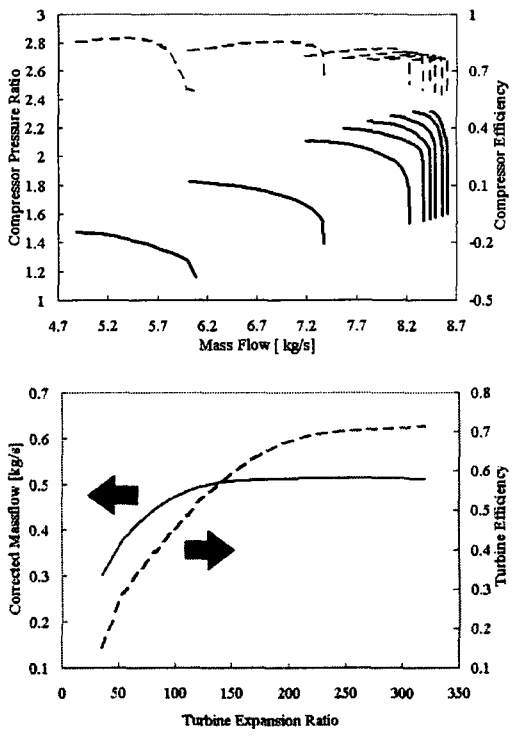


Fig. 3 Compressor(above) and turbine(below) maps

를 도입하여 계산하였다. 계산을 간략하게 하기 위해 회전수에 따른 성능 차이를 무시하고 성능 선도 상에서 1개의 곡선만을 고려하였다[6](Fig. 3). 기존의 연구에서 논의한 바와 같이 본 ATR 엔진의 터빈은 설계점 팽창비가 매우 크다[3].

예냉각기 및 열교환기 : 설계에 의해 주어진 열전달 면적으로부터 식(1)을 사용하여 탈설계점 입·출구 조건을 계산하였다[7].

$$T_{h2} = \frac{(a-1)T_{h1} - (b-1)T_{c2}}{(a-1)-(b-1)} \quad (1a)$$

$$T_{c2} = \frac{a(b-1)T_{h1} - b(a-1)T_{c2}}{(b-1)-(a-1)} \quad (1b)$$

여기서, $a = \frac{\dot{m}_h C_h}{\dot{m}_c C_c}$, $b = exp\left(\frac{UA}{\dot{m}_h C_h} - \frac{UA}{\dot{m}_c C_c}\right)$

노즐 : 일정한 노즐 효율을 가정하고, Q-커브(Q-curve)를 도입하였다. 수축-확장 노즐이므로 노즐 출구 유속은 식(2)와 같이 결정되어야 하며, 이로부터 추력을 식(3)으로 계산하였다.

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\eta_N R T_t \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_t}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \quad (2)$$

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_e - \dot{m}_a u_\infty \quad (3)$$

그 외에 공기 및 연료의 정압 비열은 온도의 다항식으로 구하였으며, 연소 가스의 정압 비열은 온도 및 연공비(fuel air ratio)의 함수로 구하였다. 예냉각기 및 열교환기에서는 두 작동 유체에 대해 각각 입·출구의 평균 온도에서의 정압 비열을 사용하였으며, 이를 위해 순환 계산을 포함하였다.

3.2엔진 매칭(Engine Matching)

앞서 논의한 것과 같이 ATR 엔진은 일반적인 가스터빈엔진과 구조가 다르기 때문에 성능 해석을 수행할 때 엔진 매칭 조건을 계산하는 방법도 달라진다.

가스터빈엔진 성능 해석의 경우, 가장 단순한 형태인 1축 터보제트엔진을 예로 들면, 우선 압축기와 터빈의 작동점을 가정하고, 일 매칭(work matching)으로 터빈 작동점을, 유량 매

칭으로 압축기 작동점을 계산해 확정한다.

그러나 본 ATR 엔진의 경우 압축기 작동 유체는 공기, 터빈 작동 유체는 연료이기 때문에 압축기와 터빈 사이에 에너지 보존 관계는 사용할 수 있지만 유량 보존 관계는 사용할 수 없다. 바꾸어 설명하면, 일 매칭으로 터빈 작동점을 결정할 수는 있지만 이로부터 압축기의 작동점을 도출할 수가 없다.

따라서 본 연구에서는 노즐 목 면적이 일정하다고 가정하고 압축기와 노즐의 유량 매칭으로부터 압축기 작동점을 결정하였다. 전체적인 엔진 매칭 방법을 Fig. 4에 나타내었다.

실제로 본 연구에서의 해석 범위인 아음속 영역에서는 노즐 목 면적을 고정시켜 운용해도 무방하다. 그러나 초음속 이상의 영역에서는 노즐 목 면적을 변화시켜야만 하며 이 경우 시스템의 공기 유량을 결정할 다른 방법이 필요하다.

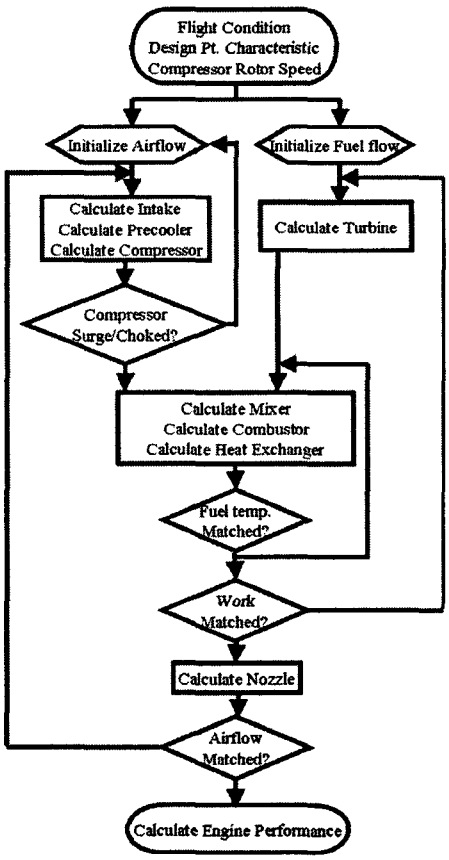


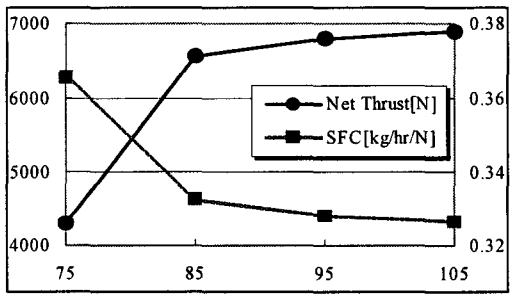
Fig. 4 ATR engine analysis scheme

4. 해석 결과

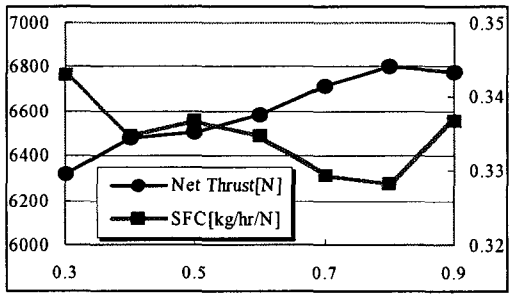
4.1 엔진 작동점에 따른 성능 변화

Fig. 5에 엔진 작동점에 따른 추력 및 비연료소모율(SFC)의 변화를 나타내었다.

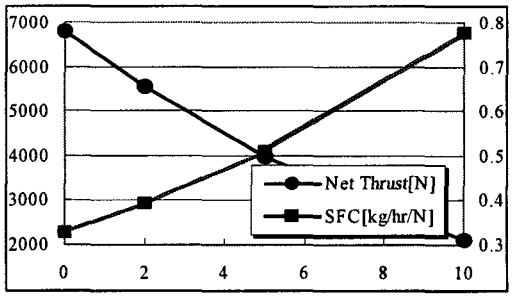
Fig. 5(a)에서 엔진 회전수는 idle 회전수에서 최대 회전수까지의 범위(예상값)이다. 이 범위에서 고회전수로 갈수록 추력은 높아지고 SFC는 낮아지는데, 이것은 일반적인 가스터빈엔진과 같은 경향이다. 그러나 이 회전수 범위에서



(a) At various engine rotational speed(%)



(b) At various flight Mach number



(c) At various altitude(km)

Fig. 5 ATR performance at various operating pts.

SFC는 10% 정도로, 변화가 크지 않았다.

Fig. 5(b)를 보면, 마하 수 0.3-0.8 사이에서 추력은 대체로 증가하고 SFC는 감소한다. 이것은 마하 수가 증가함에 따라 공기 유량 및 연료 유량이 증가해 추력이 증가하는 것이다. 그러나 마하 수가 증가하면서 터빈 효율이 더 좋은 작동점으로 옮겨가기 때문에 공기 유량이 40 % 정도 증가하는 동안 연료 유량은 5 % 증가에 그친다. 따라서 터빈 출구 압력 및 온도가 점점 낮아져 마하 0.9에 가서는 오히려 추력이 감소하고 SFC가 증가한다.

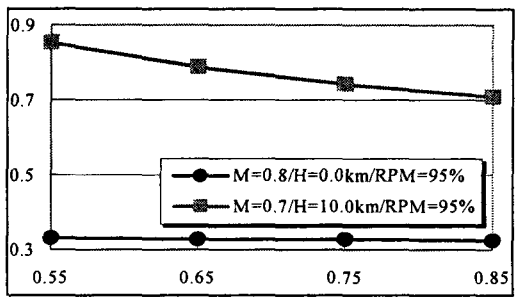
Fig. 5(c)를 보면, 고도 0-10 km에서 추력은 6.80 kN에서 2.09 kN으로 크게 감소하고 SFC는 0.777 kg/hr/N까지 증가한다. 고도 10 km 지점(마하 수 0.8, 회전수 95%)에서 당량비는 2.32로, 많은 양의 연료가 연소되지 않고 낭비된다.

4.2 구성품 성능 인자에 따른 성능 변화

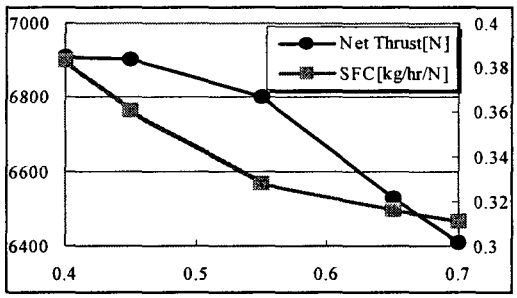
Fig. 6(a)는 터빈의 설계점 효율을 0.55-0.85까지 변화시켰을 때 임의의 두 작동점에서의 SFC를 나타낸 것이다. M=0.8/H=0km/RPM=95%인 작동점에서는 SFC의 변화가 약 2 %에 불과한데, 이것은 이 작동점이 터빈의 설계점 근방에 해당하기 때문이다. 반면 터빈의 설계점에서 다소 벗어난 지점(M=0.7/H=10.0km/RPM=95%)에서는 SFC가 약 17 %까지 변화한다. 터빈 효율 상승량 대 SFC 개선량이 1:1에 이르지 못하는 것은 설계점 터빈 효율이 증가하여 터빈 유량이 적어지면 터빈 효율이 감소하는 방향으로 작동점이 옮겨가기 때문이다(Fig. 3).

Fig. 6(b)는 열교환기의 열교환 효율에 따른 성능 변화로서, 효율이 0.4-0.7까지 변화할 때 추력은 7 % 감소하고 SFC는 19 % 개선된다. 추력이 감소하는 것은, 열교환 효율이 높아지면 터빈 입구 온도가 높아져 같은 압축기 작동점에서도 연료 유량이 줄어들고 따라서 유체의 모멘텀이 줄어들기 때문이다. 또한 연료 유량이 줄어들면 노즐 입구 온도가 낮아지기 때문에 이 역시 모멘텀 감소로 이어진다. 반면에 예냉각기의 효율은 엔진 성능에 영향을 거의 미치지 못하는데, 이것은 아음속 영역에서는 예혼합기 입구(흡입구 출구) 온도가 높지 않아 연료와의 온도차가 많지 않고, 따라서 열교환량이 적기 때문이다. 초음속 영역에서는 예냉각기 효율 역시 엔진 성능에 주요한 영향을 미친다.

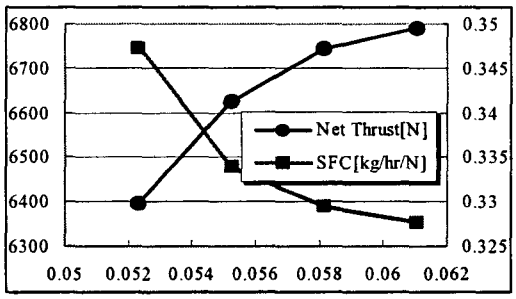
Fig. 6(c)는 노즐 면적에 따른 성능 변화로서, 노즐 면적이 설계점 기준 90-105 %로 변화할 때 추력은 6 % 정도 증가하고 SFC는 6 % 정도 개선된다.



(a) Turbine efficiency vs. SFC



(b) Heat exchanger efficiency vs. performance



(c) Nozzle area vs. performance

Fig. 6 ATR performance vs. component performance

4.3 구성품 매칭

한편 탈설계점 성능 해석 결과를 바탕으로 table 1에 제시한 각 구성품 설계 데이터를 검토하면 구성품 간의 매칭을 최적화하는 방향을 도출할 수 있다.

앞에서 논의하였듯이 현재 설계한 터빈의 설계점 효율 65 %로는 아음속 고고도 영역에서의 SFC가 너무 나쁘며, 터빈 설계를 재고하여야 한다. 그러나 터빈의 팽창비가 워낙 높기 때문에 현실적으로 터빈 효율을 얼마나 높여 설계할 수 있을지가 문제가 될 것이다.

또한 현재의 설계에서는 지상 고도, 마하 0.9 이상의 영역에서는 압축기 질식(choke)이 발생하고 엔진 회전수도 최대 회전수까지 올릴 수 없다. 따라서 아음속 영역에서의 해석 결과만으로 판단한다면 압축기의 작동 범위를 고유량 영역으로 더 넓게 설계하여야 한다.

또한 Fig. 6(c)에서 볼 수 있듯이 노즐 면적이 늘어날수록 추력이 증가하고 SFC가 낮아지는 개선점이 있는데, 압축기 질식 때문에 노즐 면적 증가에 한계가 있다. 이 역시 압축기 작동 범위를 고유량 영역으로 넓혀 설계하여야 함을 보여주고 있다.

5. 결 론

이상과 같이 ATR 엔진의 성능 해석을 수행한 결과 다음과 같은 사항들을 알 수 있었다.

성능 해석 방법 : 본 ATR 엔진 성능 해석에 있어서 관건은 엔진 매칭 방법이었다. 결과적으로 공기 유량(압축기 작동점)은 노즐 유량 매칭 조건을, 연료 유량(터빈 작동점)은 일 매칭 조건을 사용하여 타당한 결과를 얻을 수 있었다.

ATR 엔진의 성능 특성 : ATR 엔진의 비행 조건에 따른 성능 변화는 터보제트 및 터보팬 엔진과는 완전히 다르다. 따라서 추후 ATR 엔진의 제어 로직을 작성함에 있어서도 기존의 터보제트/터보팬 엔진 제어 방법(터빈 입구 온도 제어 등)과는 전혀 다른 방법을 사용해야 한다.

구성품 성능 요구 사항 : 아음속 영역에서 ATR 엔진의 효율에 가장 큰 영향을 미치는 구성품은 연료와 관련된 구성품인 터빈 및 열교환기이다. 또한 엔진 매칭 관점에서 검토한 결과 압축기의 작동 범위를 고유량 쪽으로 넓혀 설계하고 노즐 면적을 더 넓혀야 함을 알아내었다.

참 고 문 헌

1. T. Sato 외, "Development Study on ATREX Engine", 20th Intl. Symp. Space Tech. & Sci. 1996
2. 차봉준 외, "에어 터보 램제트 엔진 요소기술 개발," 공공기술연구회 보고서, 2001, 2003
3. 이양지 외, "수소와 메탄 연료를 사용한 에어 터보 램제트 엔진의 성능해석", 한국군사과학기술학회지, 제6권 제3호, 2003
4. B. McBride 외, CEA Website (http://www.grc.nasa.gov/www/ceaweb), NASA, 2004
5. P. Walsh 외, "Gas Turbine Performance", ASME Press, 1998, pp. 235-241
6. H. Cohen 외, "Gas Turbine Theory", Longman, 1996, pp. 338-339
7. E. Smith, "Thermal Design of Heat Exchangers", Wiley & Sons, 1997, pp. 19-23