산화제 과잉 예연소기 후단 온도분포 연구

문인상[†] · 하성업^{*} · 이선미^{*} · 이수용^{*}

A Study on the Temperature Distribution at the Exit of Oxygen Rich Preburners

Insang Moon, Seug-Up Ha, SunMee Lee and Soo Yong Lee

Key Words: Preburner(예연소기), Oxygen rich combustion(산화제과잉연소), Temperature distribution(온도분포)

Abstract

A preburner is one of the key components for a staged combustion cycle engine fueled by kerosene and Lox. Since it has oxygen rich combustion inside, temperature control is very crucial. The temperature of the exhaust gas should be low enough not to burn turbine blade and yet high to keep the efficiency high. In addition temporal and spatial deviations also managed strictly. Conventionally, the required average and maximum temperature are determined by engine system and the preburner should be developed to meet the criteria. Currently being developed preburner has 50K spatial temperature deviation requirement. It was estimated by numerical simulations and proven by tests. The numerical analysis were done with both supercritical condition and normal conditions. The tests results showed that the temperature deviations were less than expected, and the results from the test and simulations were well agreed when the supercritical conditions were considered. Above all, since the gas temperature created by the preburner is very stable with minimum deviation, the preburner developed can be used to drive a turbine and for gas-liquid combustion chambers.

기호설명

O/F : 산화제 대 연료 질유량비
 PC01 : 중앙 매니폴드에 위치한 압력센서
 PT402: 헤드입구에서의 연료 압력센서
 TF01~06 : 출구에서 환상형 위치에 따른 온도센서
 $\dot{m}_{ox}$: 산화제 질유량
 $\dot{m}_{fu}$: 연료 질유량
 N_o : 산화제분사기 개수
 N_f : 연료분사기 개수

x, y : 기준분사기로부터 면적소까지 x, y 좌표상의 거리

H : 분사기 사이의 간격

τ_w : wall friction

$$y^+ = \frac{y v^*}{\nu}$$

$$v^* = \left(\frac{\tau_w}{\rho} \right)^{1/2}, \text{ wall friction velocity}$$

ρ : 밀도

ν : 점성

(2012년 11월 9일 접수 ~ 2012년 12월 6일 심사완료, 2013년 1월 22일 게재확정)

^{*}한국항공우주연구원

[†]책임저자, 회원, 한국항공우주연구원

E-mail : insang@kari.ac.kr

TEL : (042)860-2551 FAX : (042)860-2214

1. 서 론

다단연소사이클 엔진에서 터보펌프를 구동시키는 가스를 발생시키는 예연소기는 크기는 작지만 매우 어려

운 핵심기술을 내포하고 있다. 특히 케로신을 연료로 사용할 경우에는 엔진사이클의 특성상 예연소기의 내부에서 산소과잉 연소가 이루어져야한다. 이 때문에 제작에 많은 어려움이 따른다. 먼저 고온, 고압의 산소와 접촉하는 벽면의 냉각에 특별한 주의를 기울여야하며 벽면의 재질 역시 산소와 쉽게 반응하지 않아야 한다. 이러한 기술적인 어려움에도 불구하고 다행히 국내에서 수급 가능한 재료를 사용하여 내산화성 시험을 거쳐 예연소기를 제작할 수 있었다.

구 소련에서는 '70년대에 이미 다단연소사이클 엔진을 개발하여 사용하였고 이후 단일 엔진으로는 세계 최대 출력의 RD-170을 개발하여 에네르기야에 사용하였다. 그리고 비슷한 시기에 RD-171 엔진을 개발하여 지금까지 제트 발사체 1단에 사용하고 있다⁽¹⁾. 한편 미국에서는 케로신 대신 액체 수소를 사용하여 다단연소사이클을 구현하였으며 그 결과로 스페이스 셔틀에서 사용하는 RS-25(SSME)를 개발되었다⁽²⁾. 이처럼 한때 미국에서는 수소 다단연소사이클 엔진을 개발하면서 첨단 발사체에는 액체수소를 사용할 예정이었지만 우주개발에 경제논리가 도입되면서 러시아로부터 케로신 다단연소사이클 엔진인 RD-180과 NK-33 등을 수입하였고 이들 엔진은 아틀라스와 안타레스 발사체에 사용하고 있다⁽²⁾. 이에 따라 미국에서도 케로신을 사용하는 산화제 과잉 연소 연구에 점차 많은 관심을 가지게 되었다.

Canino *et al.*^[3]은 산화제 과잉예연소계 사용되는 분사기의 수력학적 특성을 수치해석을 통해 연구하였고 Haeseler *et al.*⁽⁴⁾은 예연소기와 연소기의 축소형 모델을 통해 다단연소사이클의 연소특성을 연구하였다. 그리고 RD-180의 현지화를 위해 RD-180의 예연소기가 미국의 기술과 재료를 사용하여 제작가능했가가 연구되기도 하였다⁽⁵⁾.

예연소기의 연소가스온도는 산화제와 연료의 비에 의해 결정되며 터빈블레이드와 접촉하기 때문에 매우 엄격한 온도규제가 따른다. 즉, 연소가스의 평균온도는 물론 시간별 공간별 온도 차이까지 규제 대상이 된다. 현재 개발되고 있는 예연소기의 공간온도분포차이는 50K 이하로 제한되어 있고 따라서 특정지역의 최고 온도가 750K를 넘어서면 안 된다.

실제 온도측정을 위해 온도센서를 장착하였으나 초기 점화시 과도한 열량으로 인하여 센서가 산소와 반응하는 현상을 발생하기도 하였다. 센서는 연소실과는 달리 냉각을 하지 않기 때문에 초기에 매우 열에 취약하다는 것을 발견하였다. 이후 시동시퀀스를 조정하여 점화 시

열량을 낮추고 고온에 견딜 수 있는 센서로 교체한 뒤에는 안정적으로 온도를 측정할 수 있었다.

또한 출구온도의 예측은 Fluent를 사용하여 이루어졌으며 연소실 내부 반응물질의 특성에 매우 민감하다는 것이 알 수 있었다. 즉 200 bar 이상의 고압에서는 초임계 현상이 일어나므로 이를 반영한 결과와 그렇지 않은 결과는 많은 차이가 있으며 실제 시험과는 초임계 현상을 고려한 물성치를 사용한 계산결과가 훨씬 더 근사한 값을 도출해 내었다.

2. 2장 예연소기와 시험방법

2.1 예연소기의 제원

개발하고자 하는 연소기의 제원은 8톤급 다단연소사이클엔진을 구상하고 각 구성품의 기본규격을 도출하여 결정하였다. 엔진은 국내 제작을 상정하고 설계되었기 때문에 가급적 낮은 연소압을 사용하기 위하여 연소기의 압력은 80 bar로 제한하였다. 이에 따라 엔진시스템 설계를 통해 연소압은 터빈의 압력비와 차압마진을 충분히 반영하여 210 bar로 결정되었다.

예연소기에서는 매우 높은 O/F비가 사용되기 때문에 유입되는 연료의 양은 대단히 미미하다. 이에 따라 연소실 냉각에는 필자가 아는 한도 내에서 국내 최초로 액체산소를 사용하였으며 냉각채널 설계에 특별한 주의를 기울여 가급적 최소의 차압으로 충분한 열전달 능력을 갖도록 설계하였다. 예연소기의 다른 제원은 비슷한 추력을 가지고 있는 국외사례와도 비교하였으며 국내에서 구입 가능한 케로신인 Jet-A1을 사용하였음에도 타 엔진과의 성능에는 큰 차이가 없음을 알 수 있었다. 개발하고자 하는 예연소기의 개략적인 제원은 다음 표와 같다.

2.2 예연소기의 구조

예연소기에는 O/F 60으로 안정적인 연소장을 유지하

Table 1 Specifications of the Preburner

연소압	210 bar
O/F	60
산화제 유량	16.5 kg/sec
연료 유량	0.275 kg/sec
연소가스 평균온도	700 K 이하
시간적 공간적 온도편차	50 K 이하

Fig. 1 Schematic of an Oxidizer Rich Preburner⁽⁷⁾

기 위해서 특별한 연소방법이 적용 되었다. 먼저 모든 연료와 전체 산화제 유량의 1/4를 헤드를 통해 연소실에 주입하여 연소실의 전반부에서는 O/F 15로 연소가 이루어지게 하였다. 이러한 혼합비에서는 연소온도가 약 2,800 K로 일반적으로 사용되는 혼합비 2.4~2.6일 때의 온도 3,600 K보다 낮으면서 상당히 안정적인 화염장을 유지할 수 있다. 이 때 분사기를 통해 나오는 산소와 연료는 모두 초임계점을 넘어 분사되기 때문에 액적분열과정을 거치지 않고 초임계 연소를 한다고 생각된다. 나머지 3/4의 산소는 연소실을 냉각한 뒤 Fig. 1의 중앙 분사공(LOx injection hole)을 통해 연소실로 들어간 뒤 연소가스와 혼합된다. 보다 자세한 구조는 문인상 등⁽⁶⁾을 참조하기 바란다. 혼합된 가스는 후단의 터블런트 링과 약간 확장되는 배기덕트를 통해 균일한 상태가 되도록 설계되었다.

연소가스의 온도는 실제 엔진이 조립되었을 경우 터빈의 입구에 해당되는 Fig. 1의 F 섹션에서 측정하였으며 공간적인 온도구배를 알아보기 위하여 방사형으로 각각의 깊이를 달리하여 온도센서를 설치하였다. Fig. 2는 방사형으로 설치된 온도센서를 보여주고 있으며 연소시험 후 확인을 위해 예연소기와 분리한 뒤의 모습이 다. 중앙에 보이는 커다란 구멍은 예연소기 후단의 컴포넌트를 대체하는 노즐이며 실제 시험에서는 이 노즐의 크기를 달리하여 연소압을 조절할 수 있다. 온도센서, TF01은 깊이를 50 mm로 하여 중심온도를 TF06과 07은 열경계면에서의 온도를 측정하였다.

Fig. 2 Thermocouple Array to Measure Product Gas Temperature Distribution at the Section F⁽⁷⁾

2.3 시험 방법 및 결과

시험설비의 한계로 인하여 예연소기를 설계압보다 10 bar 낮은 압력을 정격압으로 설정하여 시험을 실시하였다. 엔진 시스템 차원에서 보면 처음 설계 때에 차압마진을 충분히 확보하였기 때문에 200 bar 예연소기를 사용하더라도 엔진 구성이 가능하다. 그리고 무엇보다 연소압을 줄이기 위해서 유량의 변경 없이 노즐목의 크기를 변화하였기 때문에 이로 인한 엔진 성능의 저하는 없을 것으로 보인다. 연소압의 변화에 따른 연소특성 변화를 살펴보면 다음 표와 같다.

Table 2의 연소특성은 CEA를 사용하여 계산 하였으며 나타난바와 같이 연소압 변화로 인한 연소특성 변화는 매우 미미할 것으로 보인다.

점화 시에 하드스타트를 방지하기 위하여 점화는 2단계로 실시하였고 1단에서는 약 80~120 bar 사이의 비교적 저압으로, 2단에서는 정격압으로 작동되도록 점화시퀀스를 설정하였다. Fig. 3을 살펴보면 6.1초와 6.3초 사이에서 압력이 급격히 발달하다 잠시 둔화되는 구간이 있는데 이 지점이 보조모드로 연소가 되는 구간이다. 이러한 구간은 점화시퀀스를 조절하여 이렇듯 뚜렷하게

Table 2 Combustion Characteristics

	210 bar	200 bar	변화율 (%)
온도 (K)	608	608	0
밀도 (kg/m ³)	123.2	122.7	0.4
cp (J/kg K)	1029.8	1029.8	0
비열비	1.338	1.338	0

Fig. 3 Combustion pressure history, PT402: fuel inlet pressure, PC01: pressure C section in Fig. 1

Fig. 4 Temperature of the exhaust gas with O/F 60

나타낼 수도 있으며 아니면 거의 경계가 없이 시험을 실시 할 수도 있다. 그림에서 PT402는 연료입구압, PC01은 Fig. 1에서 C 섹션의 압력으로 연소압과 유사한 압력을 나타내는 구간이다.

연소가스의 온도를 측정한 결과는 Figs. 4~6에 정리하였다. Fig. 4는 정격 O/F비에서 측정한 값이며 Fig. 5와 6은 탈설계점에서의 온도를 측정한 것이다. 정격 O/F비에서 측정된 온도는 연소초기에는 700 K 근방까지 올라갔다가 약간 감소한 뒤 650 K 부근에서 안정된 값을 보이고 있다. 탈설계점 시험 역시 시간에 따른 뚜렷한 변화는 보이지 않고 있으며 O/F 비의 변화에 따라 높은 O/F비인 75.5에서는 최대 온도가 약 520K, 낮은 O/F 비에서는 750 K 정도의 값을 보이고 있다. 또한 센서별 온도 역시 경계면에서 측정되었다고 생각되는 TF07과 06을 제외하면 온도편차가 거의 나타나지 않았다. 이에

Fig. 5 Temperature of the exhaust gas with O/F 75.5

Fig. 6 Temperature of the exhaust gas with O/F 55

따라 연소가 안정된 이후에는 시간에 따른 온도의 변화가 거의 없음을 아루 수 있었으며 시동 때의 불안정한 기간에서도 온도의 차이는 그리 크지 않았다. 이는 온도가 압력과는 거의 무관하고 주로 혼합비의 영향을 많이 받는다는 것을 감안하면 초기 시동 시에 유량의 비율에 큰 변화가 없이 안정적으로 흘러 들어갔다는 것을 의미할 것이다.

Figure 7은 실제 연소온도를 측정한 값과 CEA를 통해 계산된 결과를 비교한 것으로 계산값보다는 실제 측정값이 100 K 이상 높은 것으로 나타났다. 이는 실제 연소생성물질 중에서 엔탈피가 높은 O_2 의 양이 다른 생성물인 H_2O 와 $O_2^{(g)}$ 에 비해 계산값보다 더 적게 남아있기 때문으로 추측된다. 그러나 700 K에서 산소의 엔탈피 ($3.90e+005$ J/kg)는 H_2O ($-1.266e+007$ J/kg)나 CO_2 ($-8.530e+006$ J/kg)와 비교하여 월등히 높기 때문에 산소

Fig. 7 Comparison between the results from CEA and the tests

의 양 자체에는 큰 차이가 없을 것으로 판단된다.

3. 예연소기 내부 유동해석

3.1 수치해석 모델

예연소기의 수치모델은 계산상의 편의를 위하여 크게 두 부분으로 나누어 계산이 수행되었다. 첫 번째 부분은 실제 연소가 일어나는 예연소기이면 두 번째 부분은 예연소기 끝단에서 확장부를 지나 노즐목까지의 부분이다. 즉, 수치해석 모델 역시 Fig. 1의 실제 H/W 제작과 동일하게 분할하였다. 연소실 모델에는 실제 연소모델을 사용해야 하겠지만 연소가 일어나는 구간이 연소실의 길이에 비해 상대적으로 짧으므로⁽⁹⁾ 입구조건에 연소온도를 추정하여 사용하였다. 연소온도는 주로 O/F의 함수이며 O/F는 산화제와 연료의 유량을 통해 알 수 있다. Fig. 8에서와 같이 분사기 배열이 이루어졌을 때 연소실

Fig. 8 Geometric definitions. A: location of the injector, shaded rectangular: infinitesimal area, x, y: coordinate

단면적에 따른 어떤 지점에서의 유량은 식 (1)과 (2)와 같이 구할 수 있다⁽¹⁰⁾.

$$\dot{m}_{ox} = \frac{1}{4} \sum_i^{N_o} \dot{m}_{ax,i} [\Phi_i(\phi_{x_2}) - \Phi_i(\phi_{x_1})] \times [\Phi_i(\phi_{y_2}) - \Phi_i(\phi_{y_1})] \quad (1)$$

$$\dot{m}_{fu} = \frac{1}{4} \sum_i^{N_f} \dot{m}_{ax,i} [\Phi_i(\phi_{x_2}) - \Phi_i(\phi_{x_1})] \times [\Phi_i(\phi_{y_2}) - \Phi_i(\phi_{y_1})] \quad (2)$$

여기서, $\Phi(\phi) = \frac{2}{\sqrt{2}} \int_0^\phi e^{-z^2} dz$,

$$\phi_x = \frac{x}{\sqrt{2}H}, \quad \phi_y = \frac{y}{\sqrt{2}H} \text{ 이다.}$$

식 (1)과 (2)를 사용하여 각 지점에서의 O/F를 계산하면 Fig. 9와 같다.

한편 예연소기는 냉각채널의 관점에서 볼 때에 매 60도 마다 같은 형상이 반복되는 60도의 주기대칭형이며 60도 섹션은 그 중심으로 거울대칭의 형태이다 그러므로 예연소기는 전체형상의 1/12만이 수치적으로 모델링되었다⁽¹¹⁾.

3차원 모델은 Pro-E를 통해 제작되었고 수치해석은 상용프로그램인 Fluent를 사용하였다. 수치모델 중 난류 모델로서는 k-ε 난류모델을, 벽면은 표준벽함수 (standard wall function)을 적용하였다. 벽면에서의 경계면을 보다 정확히 설명하기 위해서는 값이 5이하가 되어야 하지만 컴퓨터의 제약에 따라서 값이 500 이하가 되도록 격자를 구성하였다. 그러나 이 값으로도 난류경계층의 overlap layer와 outer layer를 구별할 수 있기 때문에 어느 정도 신뢰할 수 있는 계산결과를 기대할 수 있을

Fig. 9 O/F ratio inlet condition

Table 3 Critical Temperature and Pressure

	임계온도	임계압력
수소	-240.17°C	12.93 bar
산소	-18.39°C	50.81 bar
케로신 (RP-3) ^[15]	587°C	24 bar

것이다.

또한 연소실 내부가 Table 3에 나타난 바와 같이 초임계점을 넘는 상태이므로 물성치 계산시, Fluent 내부의 값을 사용하지 않고 NIST⁽¹³⁾의 값을 인용하였다. 해석상에서 복사열전달은 고려되지 않고 전도와 대류만이 고려되었다.

입구로부터 유입되는 가스는 평균 O/F가 15인 산화제 과잉가스이므로 Fig. 1, 10의 중앙에 있는 산화제 분사 구멍으로부터 분사되는 산화제와는 반응을 하지 않고 순수하게 혼합만이 일어난다고 가정하였다. 혼합계산은 Fluent의 모델⁽¹⁴⁾인 다상유동 모델 중 혼합모델 (mixture model)을 사용하였다. 계산은 pseudo-transient 알고리즘을 적용하여 pressure-based coupled solver를 사용하였으며 2차 정확도를 사용하였다. 좀 더 자세한 수치모델은 이선미 등⁽¹²⁾을 참고하기 바란다.

Fig. 10 The model of preburner for the analysis⁽¹¹⁾

Fig. 11 Top and Side View of the Numerical Model (1) Inlet of Coolant (2) Inlet of Combustion Gas, (3) Turbulence Ring (4) Rear Manifold (5) Outlet (6) Side Injection Hole (7) Channel-1a (8) Channel-1b (9) Channel-5 (A) Line A (B) Line B⁽¹²⁾

두 번째로 노즐 부위를 해석할 때에는 예연소기 해석 결과를 입력값으로 사용하였다. 또한 노즐 부위 역시 예연소기와 같이 전체의 1/12를 모델링하였다. 실제 노즐 부위는 끝단에 수축-팽창을 하는 초음속 노즐이 있지만 실제로 관심이 있는 부위는 각종 센서들이 위치하고 있는 노즐 수축부 전단까지이므로 계산 역시 수축부 전단까지만 실시하였다. 이 때 사용한 수치해석 방법은 예연소기 해석방법과 동일하다.

3.2 해석결과

계산된 결과는 Moon *et al.*⁽¹¹⁾에서 예측한 값과는 많은 차이를 보이는데 난류모델과 wall function에는 큰 변화가 없었기 때문에 그 차이를 보이는 가장 큰 이유로 초임계 조건의 물성치 적용여부라고 생각된다. Fig. 12와 13은 예연소기 내부의 상태를 보여주는 그림으로서 Fig. 12는 초임계 물성치를 적용하지 않았을 때를, Fig. 13은 초임계 물성치를 적용했을 때의 온도분포를 보여주고 있다.

다음의 Fig. 14는 각 섹션별 온도 분포를 나타낸 것이다. Fig. 14(a)는 액체산소가 분사되는 지점 앞이기 때문에 아직 높은 온도의 가스가 존재함을 보이고 있고 (b)에서는 액체산소가 분사되어 혼합이 시작되는 것을 알 수 있다. (c)와 (d)는 터블런트 링 앞에서 이미 액체산소와 고온가스가 혼합되어 온도가 상당히 균일하게 분포하고 있음을 알 수 있다.

Figure 12를 보면 예연소기 출구지점에서 지역에 따른 온도편차가 크게 나타나고 특히 중앙에서는 터블런트

Fig. 12 Temperature Distribution [K] (No supercritical properties were implemented.)

Fig. 13 Temperature Distribution [K] (Super critical properties were implemented.)⁽¹³⁾

Fig. 14 Temperature at the Exit [K]. Refer Fig.1 for the location of the each cross section⁽¹³⁾

Fig. 15 Velocity inside the preburner and extension section [m/sec]

Fig. 16 Temperature distribution inside the pre-burner and extension section [K]

트 링까지 O/F 15일 때의 연소온도가 그대로 전달되는 것을 알 수 있다. 그러나 초임계 물성치가 반영된 Fig. 13, 14, 15에서는 액체산소와 연소가스와의 혼합이 매우 빠르게 진행되어 (c) 지점부터는 지역별 온도 편차가 거의 없는 것으로 판별되었다.

예연소기와 노즐부위의 유동장은 Fig. 16에, 온도는 Fig. 17에 나타내었다. Fig. 17에서 중앙 부에서 속도가 빨라지는 곳이 두 곳이 있는데 첫 번째 지점은 중앙분사공에서 액체산소가 분사되어 합쳐지는 곳이고 두 번째는 터블런트 링을 지나면서 유로가 작아지는 곳이다.

Fig. 17은 Fig. 13을 노즐목 전단까지 확대한 것으로 확대부가 끝나는 곳에서는 공간에 따른 온도가 매우 일

Fig. 17 Comparison of exhaust gas temperature between the tests and the simulations

정한 것을 보여주며 이곳은 온도센서가 장착되어 있는 곳이다.

Figure 17은 계산값과 실험값을 보여주고 있다. 그림에서 계산값은 Fig. 17에서 유추할 수 있듯이 열경계면에서의 값을 제대로 계산하지 못하고 전체적으로 균일한 온도분포를 보이고 있다. 이는 아무래도 벽 근처에서 격자가 충분히 작지 않기 때문으로 생각된다. 그럼에도 불구하고 전체적인 온도 분포는 실험값과 약 15 K 이내로 비교적 잘 일치하고 있는 것으로 나타났다.

4. 결 론

예연소기의 연소가스는 대부분이 기체 산소이므로 이를 사용하여 터빈을 구동시키기 위해서는 출가스 온도의 규제가 매우 엄격해야한다. 해외사례에서는 시간별 공간별 온도를 50 K로 규정하고 있으며 국내에서 예연소기를 개발에도 이 값을 사용하였다. 실제 연소시험 결과 온도의 차이는 매우 작아 온도센서 오차범위 이내의 차이만을 나타내었다. 따라서 개발된 예연소기의 지역별 온도분포는 무시할 만큼 작은 것으로 판단된다.

한편 시험 전 예연소기 출구의 온도분포를 예측하기 위하여 Fluent를 사용하여 수치해석을 실시하였다. 그 결과 예연소기내의 높은 압력으로 인하여 그 내부가 임계점을 훨씬 넘어서게 되어 일반적인 해석으로는 올바른 결과를 얻지 못하였다. 즉 Fig. 12와 13, 14에서 차이를 알 수 있듯이 초임계 물성치를 적용하지 않으면 예연소기 후단의 가스 온도가 올바르게 예측되지 않는다.

따라서 보다 정확한 초임계조건에서의 분무모델이 연구되고 좀 더 촘촘한 격자를 사용하면 보다 실험값과 가까운 결과를 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

실험결과 배출되는 가스의 평균온도가 기준값 이하면서 동시에 공간 온도 구배가 거의 없는 것으로 나타났기 때문에 개발된 예연소기를 터보펌프와 연소기의 연계시험에 사용하는 데 큰 문제가 없을 것으로 판단된다.

참고문헌

- (1) <http://www.astronautix.com/engine>
- (2) 문인상, 문일윤, “미국의 우주개발과 케로신 엔진”, 항공산업연구, 2012, pp. 57~81.
- (3) J. V. Canino, S. D. Heister and L. A. Garrison, “Hydrodynamic Modeling of Oxidizer-Rich Staged Combustion Injector Flow”, NASA NCC8-200, ID. 20040075682, 2004.
- (4) D. Haeseler, C. Mading, D. Prelik, V. Rubinskiy and V. Kosmacheva, “LOx-Kerosene Oxidizer-Rich Gas-Generator and Main Combustion Chambers Subscale Testing”, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006. AIAA 2006-5186.
- (5) C. M. Ingram, B. Cote, G. J. Pech, R. van Giessen, and G. Derkach, “Initial Results from a Demonstration of U.S. Capability to Manufacture an RD-180 Preburner and Stator”, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007, AIAA 2007- 5487.
- (6) 문인상, 문일윤, 유재한, 이선미, 이수용, “산화제 과잉 예연소기를 위한 TEAL 점화 연구”, 춘계한국추진공학회, 2011, pp. 97~100.
- (7) 문일윤, 문인상, 유재한, 이수용, “산화제 과잉 예연소기 점화시험 (II)”, 추계한국추진공학회, 2012, pp. 1~3.
- (8) 문인상, 문일윤, 이수용, “CEA를 이용한 다단연소사이클 및 가스발생기 사이클 LRE 배출가스 성분 분석”, 추계한국추진공학회, 2011, 863~866.
- (9) 김성구, 조미옥, “막냉각 모델을 이용한 재생냉각 연소기 성능/냉각 해석”, 한국추진공학회 추계, 2011, p.125.
- (10) М. В. Добровольский, “Жидкостные Ракетные Двигатели”, Издательство МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2005, pp. 125-141.
- (11) Insang Moon, Seonmi Lee, “Design of Cooling Channels of Preburners for Small Liquid Rocket Engines with Computational Flow and Heat Transfer Analysis”, JASS Vol.28 No.3, 2011, pp.
- (12) 이선미, 하성엽, 이수용, “산화제 과잉 예연소기 냉각 성능 수치해석”, 한국추진공학회, 2013, 출간대기.
- (13) <http://webbook.nist.gov/chemistry/>
- (14) Fluent User's Guide, Analysis Fluent 13.0.
- (15) J. F. Elyu, M. I. Huber, “NIST Standard Reference Database 4-NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures”, National Inst. of Standards, Gaithersburg, MD, 1990.