

가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 해석 프로그램 개발

조 원 국[†] · 박 순 영* · 설 우 석**

Development of Specific Impulse Analysis Program for a Gas Generator Cycle Rocket Engine

Won Kook Cho, Soon Young Park and Woo Seok Seol

Key Words: energy balance(에너지 밸런스), gas generator cycle(가스발생기 사이클), liquid rocket engine(액체로켓엔진), specific impulse(비추력)

Abstract

An analysis program of specific impulse has been developed for a gas generator cycle rocket engine. The program has been verified by comparing the published performance data of the same cycle engine with RP-1 as fuel. A model for pressure drop of regenerative cooling and film cooling mass flow rate has been suggested to satisfy the necessary cooling condition with Jet-A1 as fuel. The engine mixture ratio is defined by the film cooling mass flow rate and the core mixture ratio. The optimal condition of the combustor pressure and engine mixture ratio has been found for maximum specific impulse.

기호설명			
		Δ	변수 차이값
		Ω	펌프 회전수
		Ω_N	비속도, $= \Omega \times \dot{Q}^{0.5} / (g \times \Delta h / N_{stage})^{0.75}$
g	중력가속도		
h	헤드		
\dot{m}	유량		첨자
p	압력	cc	연소기
u	유속	gg	가스발생기
F	추력	max	최대값
I_{sp}	비추력	reg	재생냉각
M	분자량	wc	냉각수축 벽
N_{stage}	펌프 단수	wg	연소실축 벽
O/F	혼합비	F	연료 변수
\dot{Q}	유량	O	산화제 변수
T	온도		
ϵ	확대비		
γ	비열비		

1. 서론

우주발사체의 추력 발생장치인 로켓엔진은 임무에 따라 추력, 비추력, 무게제한, 크기제한 등의 요구조건에 맞게 개발된다. 새로운 엔진의 개발은 상기 요구를 충족할 수 있는 서브시스템의 설계 조건을 결정해야 하며 이러한 과정을 “엔진

[†] 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 엔진팀
E-mail : wkcho@kari.re.kr
TEL : (042)860-2937 FAX : (042)860-2602

* 한국항공우주연구원 엔진팀

** 한국항공우주연구원 엔진팀

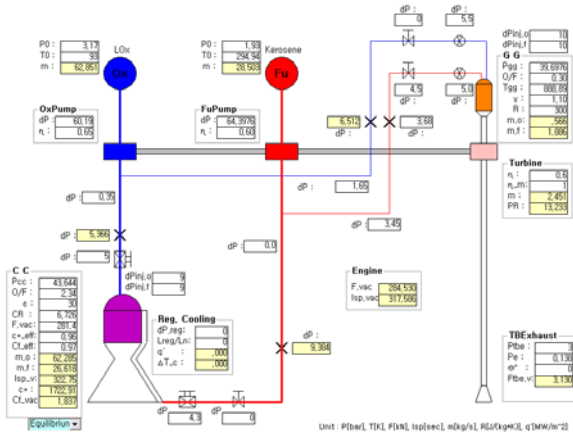


Fig. 1 Energy Balance Example for GG Cycle Engine.⁽¹⁾

시스템의 에너지 밸런스⁽¹⁾ 문제로 정의할 수 있다. 액체로켓엔진의 에너지 밸런스 해석을 위해서는 우선 엔진의 성능에 직접 영향을 주는 주요 부품을 정의하고 이들의 성능/효율을 평가하는 작업이 선행되어야 한다. 이후 부품간의 연계를 통하여 엔진 시스템의 성능을 평가하게 된다. 본 연구에서는 개방형 가스발생기 사이클 엔진을 연소기, 터빈, 연료펌프, 산화제 펌프, 가스발생기, 공급계로 구성된 해석모델로 모사하였다. 위 방법은 기존의 로켓엔진 개념설계 결과⁽²⁾와 비교하여 검증은 완료하였다. Fig. 1은 가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 해석⁽¹⁾ 예를 나타낸다.

본 연구에서는 위 해석프로그램을 개발하고 이를 적용하여 로켓엔진의 비추력 성능을 확인하고자 한다. 비추력을 결정하는 인자로서 연소압, 재생냉각 유속, 연소실 벽온도 제한, 추력을 독립변수로 정의하며 냉각조건에 따라 막냉각유량과 연소기의 평균혼합비가 결정된다. 본 연구에서 개발한 비추력 평가 기법은 로켓엔진의 개념설계 단계에 유용하게 활용될 수 있을 것이며 결과로 제시한 비추력 성능은 가스발생기 사이클 엔진 설계 개발에서 개념설계 및 예비설계에서 활용도를 가질 것으로 판단된다.

2. 해석 방법

비추력은 추력과 추진제 소모량과의 비로 정의되며 효율적인 추진제 사용의 지표로 사용될 수 있다. 다음 식은 비추력 관계식이다.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (1)$$

비추력 계산을 위하여 Fig. 1에 나타난 주요 부품의 성능을 평가하고 엔진 시스템의 에너지 균형을 해석하는 프로그램 (KARI Energy Balance program, KEB⁽³⁾)을 개발하였다. 본 해석 기법은 이전의 해석⁽¹⁾과 비교하여 동일한 결과를 주는 것으로 확인되었으며 서브시스템의 성능평가와 설계변수의 변화에 대한 시스템 성능 평가를 위한 확장이 용이하도록 개선되었다. 연소기의 경우, 연소효율, 연소압, 혼합비, 추진제 종류에 따라 성능이 계산되며, 가스발생기는 혼합비에 의하여 연소성능과 연소물의 물성이 평가된다. 펌프의 경우, 비속도, 유량계수, 헤드계수에 따라 효율과 임펠러 직경 등 주요 형상의 크기가 계산되며 터빈의 경우, 평균 피치속도와 가스발생기 가스 물성에 의하여 효율이 계산된다. 추진제는 온도, 압력에 대한 추진제의 물성변화 계산이 가능하다. 최초 계산 시 연소기 추력과 가스발생기 유량을 가정한 후 연소기 추력과 터빈배기노즐 추력의 합이 목표 추력이 될 때까지 연소기의 추력을 변경하며 반복 계산한다. 매 반복 시 가스발생기의 유량은 가압에 필요한 동력을 제공할 수 있도록 새롭게 계산되며 이에 해당하는 터빈 배기노즐의 추력이 계산된다. 주어진 조건에서 유량 결정을 위하여 5-10회의 반복이 필요하다.

연소기의 이론 특성속도는 CEA⁽⁴⁾를 사용하여 구하며 연소효율은 연소압의 함수로 가정하여 경험적으로 결정한다. 고온 고압의 환경에서 작동되는 연소기 내의 추진제 연소는 평형 해석으로 평가한다. 추력계수의 보정은 cf 계수의 효율로 이루어지며 경험적인 모델이 사용되었다. 연소기 형상은 냉각성능 평가에 사용되며 냉각채널에서 유체의 압력강하는 펌프의 가압량을 결정한다. 연소기 형상은 Huzel과 Huang⁽⁵⁾이 제시한 최적 확대/출구각도를 이용하여 80% 벨 형태로 계산된다. 상기 방법으로 구한 형상은 1차원 해석을 위한 충분한 정확성을 가진 것으로 냉각해석의 입력 데이터가 되며 이를 기준으로 막냉각 유량⁽⁶⁾과 재생냉각 차압⁽⁷⁾이 계산된다. 1단용 엔진의 경우, 이륙 조건에서 외기가 대기압이므로 노즐출구의 압력이 적정 수준 이상으로 유지되어야 한다. 본 연구에서는 동일한 조건에 대한 비교를

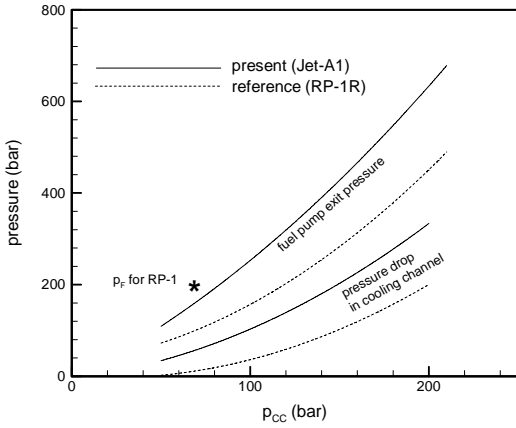


Fig. 2 Pump head rise vs. chamber pressure.

위하여 출구압력 0.4 bar에 해당하는 확대비를 적용하였다.

터보펌프 공급방식의 액체엔진에서 펌프의 가압 요구량은 터보펌프 자체의 개발난이도 문제에 국한되지 않고 엔진 시스템의 개발난이도 및 시스템 효율에 큰 영향을 미친다. 그러나 가압 요구량은 연소기의 냉각방식, 분사기의 유형, 공급계 유형, 엔진 스킴 등에 따라 달라지며 일반적인 관계식으로 정의하기 어렵다. 본 연구에서는 막냉각과 재생냉각이 결합된 연소기 냉각방식을 대상으로 펌프의 가압량에 관한 모델을 사용하였다. 본 모델에 의하면 산화제 펌프의 경우 연소기 압력의 함수로 정의되고 연료 펌프의 경우 연소압의 함수와 재생냉각에 필요한 차압을 합한 값으로 정의된다. 재생냉각에 필요한 차압은 냉각유체의 코킹온도 조건을 만족할 수 있는 막냉각 유량과 냉각수 유속에 의하여 결정된다. 일반적인 Jet-A1의 코킹 온도는 구리합금과의 적합성 실험 결과⁽⁸⁾ 540 K에서 640 K 사이에 코킹이 시작되는 것으로 보고되었다. MIL spec. RP-1의 코킹온도는 560 K이며 정제된 연료 RP-1R은 700 K이다⁽²⁾. 다른 문헌⁽⁹⁾에서는 최소 563 K에서 최대 723 K의 범위를 제시한 바 있다. 상기 문헌의 결과를 토대로 본 연구에서는 코킹온도를 570 K로 가정하였으며 MIL spec. RP-1과 유사한 수준이다.

$$\Delta p_O = f(p_{cc}) \quad (2)$$

$$\Delta p_F = f(p_{cc}) + \Delta p_{reg} \quad (3)$$

$$\Delta p_{reg} = f(u_{max}, \dot{m}_f) \quad (4)$$

$$\dot{m}_f = f(F, p_{cc}, u_{max}, T_{wc}^{max}, T_{wg}^{max}) \quad (5)$$

상기 차압모델의 적정성을 판단하기 위하여 진공추력 300톤급 엔진에 대한 재생냉각 차압과 전체 연료펌프 차압을 비교하였다. 코킹 온도는 자료와의 비교를 위하여 560 K로 주었다. Fig. 2는 문헌과의 차압모델을 비교한다. 비교에 사용된 자료는 RP-1R을 냉각유체로 적용한 것으로 막냉각이 배제된 순수 재생냉각형 엔진이 대상이다. 본 연구의 요구압력은 막냉각이 적용되었음에도 높은 가압이 요구되며 이는 낮은 코킹온도를 만족하기 위한 재생냉각에 요구되는 차압증가에 기인한다. Fig. 2에 제시한 재생냉각 차압은 재생냉각 최대유속을 연소압 50 bar에서 30 m/s로 준 결과이며 연소압에 정비례하는 최대 유속을 기준으로 평가한 것이다. 주어진 유속으로 부족한 냉각성능은 막냉각에 의하여 보완된다. 재생냉각 차압을 제외한 나머지 부분의 요구압력은 O'Brien과 Ewen⁽²⁾이 제시한 가압량과 유사한 수준이다. 막냉각 적용모델에서 MIL spec. RP-1에 비하여 낮은 가압조건이 필요하며 RP-1R을 사용한 냉각에 비해서는 높은 가압량이 요구된다.

연소실 소재의 온도제한은 냉각유체와 접하는 위치의 제한온도인 코킹온도 이외에 연소가스와 접하는 위치의 최대온도가 제한된다. 연소기 외벽의 온도가 239 K 이하일 경우, 반복사용 100회의 조건에 의하여 연소실 내벽온도가 제한되며 239 K 이상일 경우, 소재의 크립 제한조건에 의하여 최대 내벽온도가 정해진다. 상온의 kerosene 계열의 연료를 사용할 경우, 후자에 의하여 연소실 내벽온도가 제한되며 지르코늄동에 대하여 연소실 내벽의 최대 온도로서 811 K⁽²⁾가 제시된 바 있다.

연소기의 평균 혼합비는 막냉각 유량과 연소기 중심에서 혼합비의 함수이며 막냉각 유량은 냉각수축 벽온도를 코킹온도 이하로 유지하기 위한 조건으로부터 KTE^(6,7) 프로그램으로 구하였다. 연소기 중심에서의 혼합비는 2.8로 일정하다. 코킹 제한온도가 올라갈 경우, 재생냉각 차압이나 막냉각 유량을 감소시킬 수 있으며 두 값을 적절한 범위에서 조정할 수 있으며 엔진 성능과 터보펌프 개발 난이도와 비교하여 선택할 수 있다. 냉각성능 평가에 사용된 KTE 프로그램의 검증은 축소형 연소기를 사용한 측정결과와 비교한 사례⁽⁶⁾로 대체한다. 실물형 연소기의 노즐목부분에 대

한 측정결과⁽¹⁰⁾와 비교한 결과 열유속을 27% 과대예측하며 차압을 11% 과소예측 하는 것으로 확인되었다.

가스발생기는 터빈의 구동 매질을 발생하는 장치로 정의할 수 있다. 터빈소재의 보호를 위하여 연소 가스의 온도는 1000 K 전후로 제한되며 연료농후 조건이 선호된다⁽¹¹⁾. 위 환경에서 평형 해석으로는 좋은 결과를 구하기 어려우며 본 연구에서는 Jet-A1을 이용한 저혼합비 조건의 실험결과를 이용하였다. 가스발생기 연소 가스의 분자량, 온도, 비열비의 혼합비 O/F 의존도는 문헌⁽¹²⁾의 결과를 이용하였으며 연소압에 대한 함수관계는 고체상태의 탄소를 배제한 평형해석의 특성을 적용하였다. 기준 압력은 실험 결과가 존재하는 57.8 bar이며 압력의 상대적인 영향은 혼합비와 무관한 것으로 가정하였다. 향후 혼합비 변경에 따른 압력의 영향을 평가한다면 보다 정밀한 예측이 될 것으로 판단된다. 그러나 현재 상태로는 이를 검증할 수 있는 데이터가 부족하므로 복잡한 모델이 가지는 의미가 크지 않은 것으로 판단하여 단순한 압력영향 관계식만을 적용하였다. 동일한 혼합비에서 연소압 증가에 따라 연소가스의 온도와 분자량은 증가하는 반면 비열비는 완만한 감소특성을 가진다.

$$M = f(O/F, p_{gg}) \quad (6)$$

$$T_{gg} = f(O/F, p_{gg}) \quad (7)$$

$$\gamma_{gg} = f(O/F, p_{gg}) \quad (8)$$

연소가스 온도의 경우, RP-1⁽²⁾과 비교하여 전반적으로 낮은 값을 가진다. Jet-A1 결과는 실험결과를 외삽한 것이며 RP-1의 결과는 실험에 의한 것인지 해석적인 것인지 확인하기 어렵다. 다만 고온/고압 환경인 연소기에서의 연소가스의 온도와 특성속도가 거의 동일하다는 사실과 저혼합비에서 평형 해석이 과대평가된 연소온도를 준다는 점을 감안하면 문헌에 제시된 RP-1의 가스발생기 물성은 해석에 의한 것일 가능성이 높다. 연료인 Jet-A1과 RP-1의 성능비교를 위하여 연소압 60 bar 및 확대비 12인 조건에서 평형해석 결과를 비교하였다. 연료의 온도는 298.15 K로 동일하게 주었으며 혼합비는 2.45이다. Jet-A1과 RP-1의 이론 비추력 차이는 0.2%로 무시할만한 수준이다. 그러나 가스발생기 운용 조건인 저혼합에서의 연

료변경에 따른 연소가스의 물성에 관한 차이는 확인할 수 없다. 또한 연료별 냉각성능의 차이도 별도로 확인해야 할 사안이다.

펌프 효율은 비속도의 함수로 결정된다. 일반적으로 터보펌프의 회전수가 증가함에 따라 원심펌프의 임펠러에서 캐비테이션이 쉽게 발생하여 펌프의 흡입성능이 떨어지고 진동이 유발되므로 이를 방지하기 위해 나선형태의 축류 인듀서를 원심 임펠러 전방에 추가로 설치한다. 펌프의 성능에 큰 영향을 미치는 작동유체의 밀도는 온도와 압력의 함수로 평가하였다. 연료의 밀도는 압력의 영향이 작으므로 온도만의 함수로 가정하였다. 산화제와 연료의 포화 증기압은 온도의 함수로 구할 수 있다. 본 연구에서 적용한 터보펌프는 하나의 축으로 연결된 구조를 가정한다. 따라서 산화제의 비속도와 효율이 동일하게 유지되더라도 펌프의 회전수가 동일하게 유지되고 연료의 유량과 헤드에 따라 연료 펌프의 비속도와 효율이 다르게 평가될 수 있다. 본 연구에서는 터빈과 펌프 모두 1단형만을 고려하였다. 터빈의 분출속도와 터빈익의 최대 속도의 비의 함수로 터빈의 효율을 예측하였다⁽¹³⁾. 터빈익의 최대속도는 소재에 따라 다르며 문헌⁽¹⁴⁾에서 소재와 제한온도 사이의 관계를 확인할 수 있다. 효율은 평균피치속도와 분출속도 비의 함수로 평가하였다.

3. 비추력 평가 및 고찰

연료로 RP-1R을 사용한 로켓엔진에 대하여 에너지 밸런스 해석 결과를 O'Brien과 Ewen⁽²⁾의 결과와 비교하였다. 문헌과 동일한 조건을 유지하도록 하였으나 문헌에 주어지지 않은 값들은 적절한 값을 가정하였다. 가스발생기 연소가스의 특성이 알려지지 않았고 터보펌프의 효율과 배기노즐의 특성이 확인되지 않은 관계로 정확하게 동일한 결과를 재연할 수는 없었다. 그러나 엔진의 진공 비추력과 지상비추력을 적절한 범위의 정확도로 예측하는 것이 확인되었으며 이로써 본 문서에서 제시한 에너지 밸런스 해석 방법의 적용가능성을 확인하였다. 상기 비교/검증은 엔진 구성요소의 주어진 효율이 유효하다는 가정에서 의미를 가지는 것이며 각 구성요소의 효율/성능 평가 방법에 대한 검증은 앞서 제시한 터보펌프 성능 평가 방법, 재생냉각/막냉각 평가 방법 등에

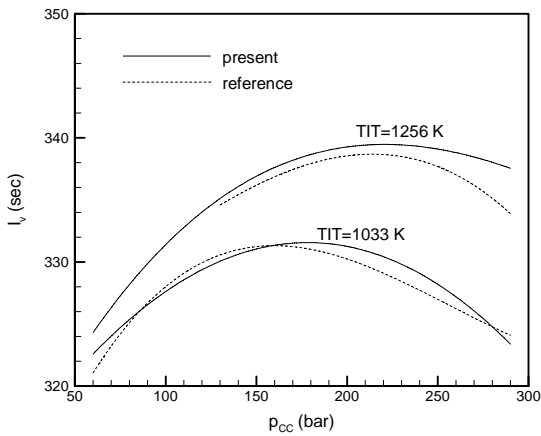


Fig. 3 Comparison of vacuum specific impulse.

포함되어 있다. 가스 발생기 연소기의 물성 등에 관해서는 평가방법이 실험결과의 확장적용에 있으므로 별도의 검증은 생략하였다.

연소기의 연소압 증가에 따라 연소효율 증가가 예상된다. 연소압이 증가하면 동일한 출구압을 유지할 수 있는 노즐 확대비가 증가하며 노즐의 효율은 감소하는 것이 일반적이다. O'Brien과 Ewen는 연소효율과 노즐효율을 곱한 비추력 효율에 대하여 연소압 변화에 무관하게 일정한 97%의 효율을 적용하고 있으며 이는 연소효율 증가와 노즐효율 감소가 서로 상쇄되는 것으로 해석할 수 있다. 본 연구에서는 각각의 효율을 별도로 정의하여 연소기의 성능을 평가하였다.

산화제 펌프의 헤드는 연소압과 선형적으로 비례한다. 재생냉각 차압은 연소압의 제곱에 비례하는 특성을 가진다. 연료 펌프 헤드는 재생냉각 차압을 포함해야 하며 연소압에 대한 특성은 선형 비례보다 가파른 비례특성을 보인다. MIL spec. RP-1은 낮은 코킹온도로 인하여 냉각유체의 유속이 매우 높게 유지되어야 하며 이를 위한 차압 역시 RP-1R에 비하여 월등히 높은 것으로 제시되었다. MIL spec. RP-1의 경우, 69 bar 이상의 연소압에 대해서는 데이터가 제시되지 않았으며 (Fig. 2 참조) 이는 과도하게 높은 재생냉각 차압 요구로 인하여 적절한 효율을 가지는 엔진 시스템 구성이 불가능하기 때문인 것으로 사료된다.

상기 펌프헤드를 적용하여 터빈 입구온도 1033 K와 1256 K에 대한 엔진 시스템의 비추력 특성을 비교하였다. 연료펌프의 압력상승 모델은 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 연소압 변화에 대한 비추

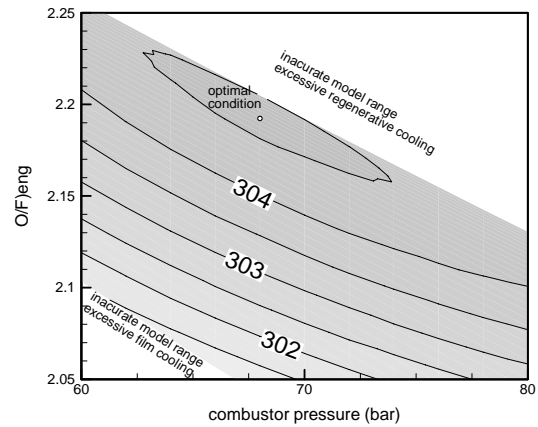


Fig. 4 Engine specific impulse map.

력 변화를 Fig. 3에 도시하였다. 문헌과의 정량적인 차이는 가스발생기 가스의 물성 오차와 터빈 배기노즐의 설계차이에 기인한 것으로 추정된다. 그러나 참고문헌에서 위 요소에 대한 결과가 생략되어 이에 대한 정량적인 평가는 불가능하다.

낮은 온도의 코킹 특성을 가지는 연료를 사용하여 재생냉각 시스템을 개발할 경우, 높은 연소압에서 냉각을 위한 차압이 급격하게 증가하며⁽²⁾ 이러한 사유로 인하여 적절한 효율을 가지는 엔진 시스템 개발이 불가능하다. 본 연구에서는 이러한 낮은 코킹 온도를 가지는 연료를 대상으로 막냉각과 재생냉각이 적용된 엔진 시스템의 비추력 최적 조건을 제시하고자 한다. 본 연구에서 사용한 Jet-A1의 코킹 온도는 관련 실험⁽¹²⁾ 결과를 참고하여 570 K로 가정하였다. 터빈입구온도는 900 K를 적용하였으며 터빈효율은 50%, 산화제 펌프 효율은 70%이며 연료펌프는 연료의 유량과 헤드 조건에 따라 30%에서 70% 사이의 값을 가진다.

진공 추력이 30톤 엔진 시스템의 비추력 변화를 관찰하였다. Fig. 4는 연소압과 엔진 혼합비 변화에 대한 비추력 변화를 도시한다. 본 결과에서 연소압 68 bar와 혼합비 2.2가 가장 큰 비추력을 주는 것으로 나타났다. 연소기 출구의 최저압력을 0.4 bar로 제한하였을 경우, 노즐 확대비는 18.8이다. 최적 비추력 조건은 엔진 시스템의 차압특성 및 냉각특성에 결정적인 영향을 받으므로 상기 결과는 차압특성이나 최소냉각 요구조건이 변경되면 최적조건이 달라진다. 특수소재 적용이나 냉각수 특성 개선에 따른 최소냉각량 감소,

터보펌프의 효율상승, 터빈입구온도 상승 등에 따라 최적 연소압은 올라갈 수 있다. 이는 부품의 고성능화에 따라 시스템의 최적조건이 고규격화하는 경향으로 해석할 수 있다.

4. 결론

액체로켓엔진의 비추력 평가 프로그램을 개발하였다. RP-1을 적용한 가스발생기 사이클 엔진의 연소압-비추력 특성을 예측하였으며 문헌에 공개된 자료와 비교하여 결과가 일치하는 것을 확인하였다. 최대 비추력 조건에서 문헌과 비교하여 최적 압력은 12% 오차를 최대 비추력은 0.2% 이하의 오차를 보였다. Jet-A1을 사용한 가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 평가를 위하여 재생냉각 차압, 막냉각 유량 모델을 적용하여 주어진 연소압에서 냉각이 가능한 조건을 구하였다. 다양한 연소압-엔진혼합비 조합에 대한 비추력 특성을 구하여 최적 조건을 확인하였다.

후기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발 사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구결과의 일부입니다.

참고문헌

- (1) Park, S.Y., Nam, C.H. and Cho, W.K., 2006, "Program development for solving the energy balance problem of liquid rocket engine," *2006 KSPE fall conference*, pp.135~138.
- (2) O'Brien, C.J. and Ewen, R.L., 1981, *Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study*, NASA-CR-161748.
- (3) Cho, W.K., Park, S.-Y. and Seol, W.S., 2006, "Sensitivity analysis of specific impulse of high altitude liquid rocket engine," *Proceeding of the 2006 KSAS fall conference*, pp.1030~1034.
- (4) McBride, B.J. and Gordon, S., 1996, *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*, NASA reference publication 1311.
- (5) Huzel, D.K. and Huang, D.H., 1992, *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, AIAA.
- (6) Kim, H.J., Cho, W.K. and Moon, Y.W., 2006, "A thermal analysis of liquid rocket combustors using a modeling of film cooling performance," *J. Korean Society of Prop. Engineers*, Vol. 10, No. 4, pp.85~92.
- (7) Cho, W.K. and Seol W.S., 2004, "Development of design program of regeneratively cooled combustion chamber," *J. Korean Soc. Aeronautical and Space Sciences*, V. 32, No. 3, pp.102~109.
- (8) Lim, B., Kim, J.K., Kang, D.H., Kim, H.J., Kim, H.T and Han, Y.M., 2006, "Compatibility assessment of copper alloy and hydrocarbon fuel for regeneratively cooled combustion chamber," *2006 KSPE spring conference*, pp100~109.
- (9) Edwards, T., 2003, "Liquid fuels and propellants for aerospace propulsion: 1903-2003," *J. Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, pp.1089~1107.
- (10) *KSLV-I report (IV)*, 2005.
- (11) Moon, I., Choi, H.S., Nam, C.H. and Park, S.Y., 2004, *A comparison between the numerical model of gas generators and the experimental results from Rocketdyne*, KARI-REG-TM-2004-034-v.1-rev.1.
- (12) Seo, S.H., Han, Y.M., Kim, S.-K. and Choi, H.S., 2006, "Study on Combustion Gas Properties of a Fuel-Rich Gas Generator," *2006 KSPE spring conference*, pp.118~122.
- (13) NASA SP-8107, 1974, *Turbopump systems for liquid rocket engines*.
- (14) Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J., 1995, *Space propulsion analysis and design*, McGrawHill.