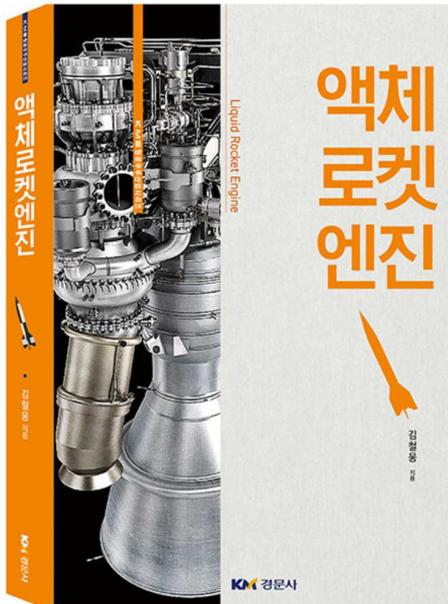


# 정오표



## 액체 로켓엔진

지은이 김철웅

펴낸이 조경희

펴낸곳 경문사

펴낸날 2020년 11월 20일

2021년 9월 23일

순번	페이지	위치	오류 및 정정
1	44~45	아래서 3줄부터	식들에서 $\rho h$ 를 $\rho g h$ 로 중력가속도 $g$ 를 추가해야 합니다.

**[수정 전]**

44 페이지

$$P_c = P_{ox} + \rho h_{tank} + \rho h_{pipe} - \Delta P_{hydraulic} - \Delta P_{inj}$$

45 페이지

$$P_c = P_{fu} + \rho_{fu} h_{tank'} + \rho_{fu} h_{pipe'} - \Delta P'_{hydraulic} - \Delta P_{reg.cooling} - \Delta P'_{inj}$$

**[수정 후]**

44 페이지

$$P_c = P_{ox} + \rho g h_{tank} + \rho g h_{pipe} - \Delta P_{hydraulic} - \Delta P_{inj}$$

45 페이지

$$P_c = P_{fu} + \rho_{fu} g h_{tank'} + \rho_{fu} g h_{pipe'} - \Delta P'_{hydraulic} - \Delta P_{reg.cooling} - \Delta P'_{inj}$$

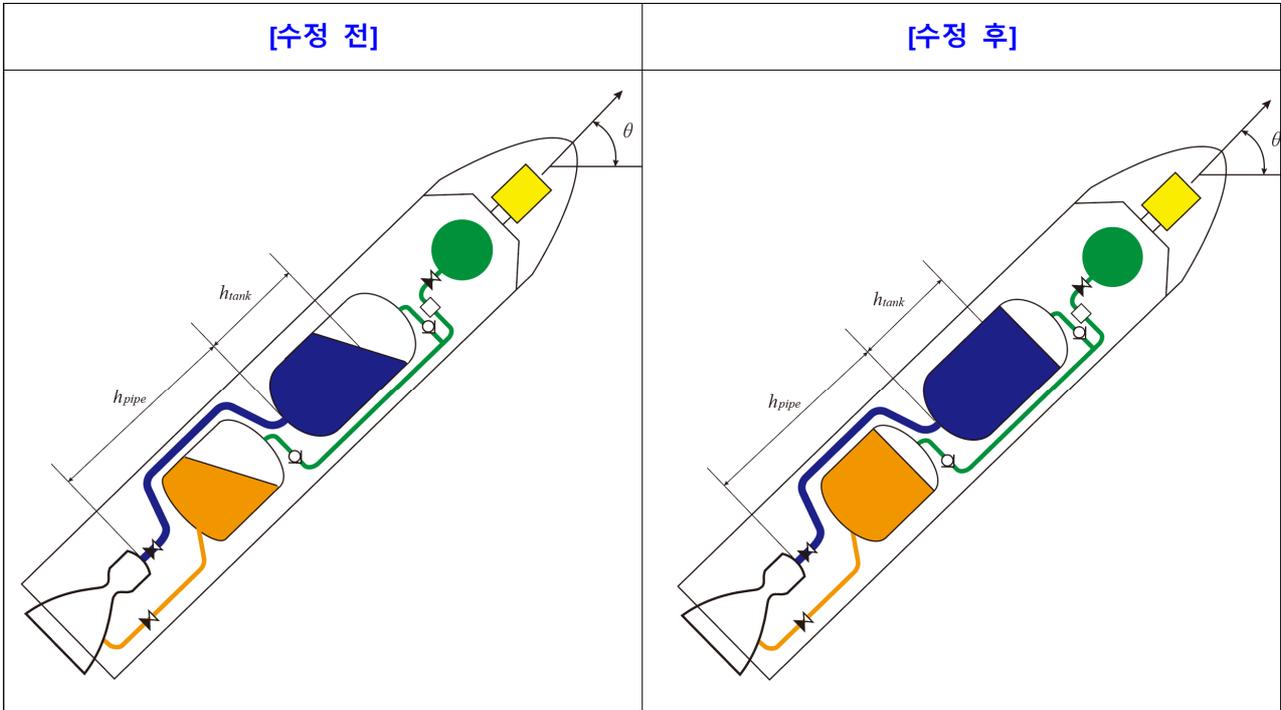
**[보충설명]**

로켓 추진기관의 지상시험조건과 실제 비행조건에서 작용하는 힘(하중)에는 차이가 있으므로, 하중 해석을 할 때도 이것을 고려해야 합니다.

지상시험과 관련된 하중해석은 지상시험에서 로켓의 구조에 과도한 부하가 작용하지 않는지를 확인하는 목적을 가집니다. 반면 실제 로켓의 각 부분(holding device, 인터페이스 등 일부 제외)에 작용하는 부하는 비행 중에 더 크므로, 로켓의 구조는 비행 시 작용하는 하중을 고려하여 설계를 해야 합니다.

위 식들은 지상 시험에 해당하는 것으로 비행 시에는 가속도에 의한 압력이 추가됩니다.

순번	페이지	위치	오류 및 정정
2	45	그림 2.3	그림에서 추진제 수면의 각도 정정



**[보충설명]**

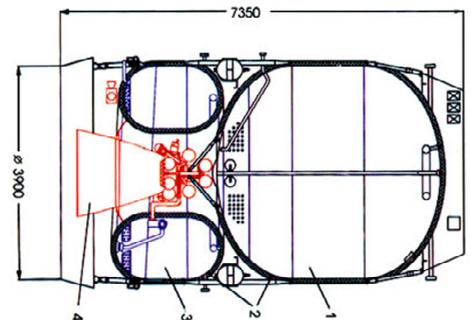
로켓이 비행할 때 작용하는 힘은 표면힘과 체적힘으로 나눌 수 있습니다. 표면힘은 로켓구조의 표면에 분포되는 힘으로 추력, 공력 등이며, 체적힘(또는 질량힘)은 중력과 관성력입니다. 그런데 편의를 위하여 일반적으로 관성력과 중력을 같이 고려하여 하중계수(load factor)를 사용합니다.

하중계수의 크기는 로켓이 지구 중력 밖에서 비행할 때 외부 표면힘들에 의해 얻어지는 가속도를 중력으로 나눈 값으로 정의할 수 있습니다. (하중계수의 방향은 가속도 방향과 반대입니다.)

이러한 이유로 로켓의 추진제 탱크 내에 있는 추진제는 로켓구조체와 동일한 중력장 하에 있으므로, 추진제 탱크의 수면은 로켓의 가속도 방향(즉  $n_x$ 의 방향)에 수직이 됩니다.

도넛형태(toroidal type)의 추진제 탱크를 가진 가속블록(kick stage)이 지구표면과 평행하게 비행 시에 아주 작은 추력만 있어도 추진제는 탱크 바닥에 있는 흡입구(intake)에 모이게 됩니다. 이때 추진제의 수면은 추력 벡터와 수직이 됩니다.

만약 가속블록이 일정 고도에서 지구를 궤도를 회전한다면 가속블록(추진제 포함)은 중력에 의해 '무한정' 지구로 추락한다고 볼 수 있으며, 실제로 중력은 추진제의 수면에 영향을 주지 못합니다.



순번	페이지	위치	보충 설명
3	45, 46	-	책의 내용도 맞지만, 하중계수를 사용하면 더 간단히 표현할 수 있습니다. 추진기관 책들에서는 비행 각도 $\theta$ 가 포함된 식을, 발사체의 비행성능 및 궤도 관점에서는 하중계수가 표현된 식을 자주 사용합니다.

### [책의 내용]

45 페이지  $P_c = P_{ox} + \rho g(h_{tank} + h_{pipe})\sin\theta + \rho g(h_{tank} + h_{pipe})\frac{a}{g} - \Delta P_{hydraulic} - \Delta P_{inj}$

46 페이지  $P_{ox} = P_c + \Delta P_{hydraulic} + \Delta P_{inj} - \rho g(h_{tank} + h_{pipe})\sin\theta - \rho g(h_{tank} + h_{pipe})\frac{a}{g}$

$$\rho g(h_{tank} + h_{pipe})\left(\sin\theta + \frac{a}{g}\right) < \Delta P_{hydraulic} + \Delta P_{inj}$$

### [다른 표현방법]

비행 시 가속도(관성력)에 의한 압력 증가는 다음과 같습니다.

$$\Delta P_{load\ factor} = n_x \rho g h$$

여기서,  $n_x$ 는 하중계수(load factor)이고,  $h$ 는 단면으로부터 추진제 수위까지의 거리입니다. 따라서 위 식들은 다음과 같이 기술될 수 있습니다.

45 페이지  $P_c = P_{ox} + n_x g \rho h - \Delta P_{hydraulic} - \Delta P_{inj}$

46 페이지  $P_{ox} = P_c - n_x g \rho h + \Delta P_{hydraulic} + \Delta P_{inj}$

### [보충설명]

순번 2의 설명과 같이 중력가속도는 추진제를 포함한 로켓 전체에 작용하는 체적힘이므로, 임의의 추진제 라인에 작용하는 압력을 계산할 경우 하중계수를 고려하는 것이 편리합니다.

책의  $h_{tank} + h_{pipe}$ 는  $h$ 와 같고,  $\sin\theta + \frac{a}{g}$ 은  $n_x$ 와 동일하므로,

$$h_{tank} + h_{pipe} = h$$

$$\sin\theta + \frac{a}{g} = n_x$$

입니다.

참고로 가속도  $a_x$ 와 각도  $\theta$ 로 비행하는 로켓의 추진제 공급배관 임의의 단면에서 수두와 가속도에 의한 압력은 다음과 같습니다.

$$P_h = \rho g h \frac{a_x}{g} + \rho g h \sin\theta = n_x \rho g h$$

따라서 터보펌프를 갖춘 추진기관의 경우 탱크 가스공간(얼리지 공간)의 가압압력이  $P_{ullage}$ 일 때 펌프입구에서 압력은 다음 식으로 표현될 수 있습니다.

$$\begin{aligned} P_{in, pump} &= P_{ullage} + P_h - \Delta P_{hydraulic} \\ &= P_{ullage} + \rho g h \frac{a_x}{g} + \rho g h \sin\theta - \Delta P_{hydraulic} \\ &= P_{ullage} + n_x \rho g h - \Delta P_{hydraulic} \end{aligned}$$

순번	페이지	위치	오류 및 정정
4	67	하단 그림 2.21	1) 그림에서 Proellant →Propellant 2) 그림 우측의 Propellant Mass에서 LOx 질량부분

[수정 전]

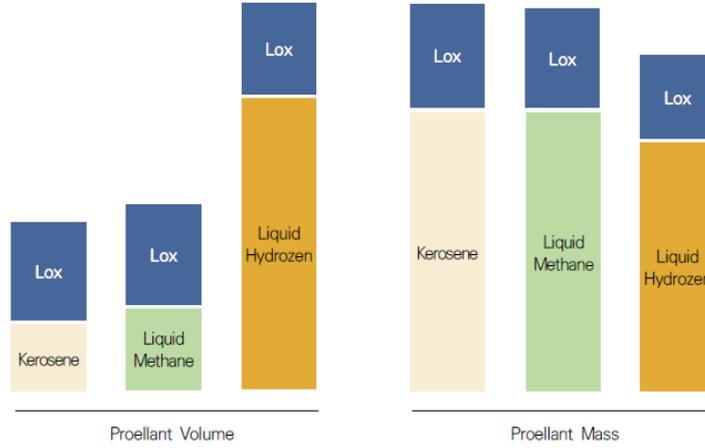


그림 2.21 동일한 전체 임펄스를 갖는 추진제의 부피와 질량<sup>[21]</sup>

[수정 후]

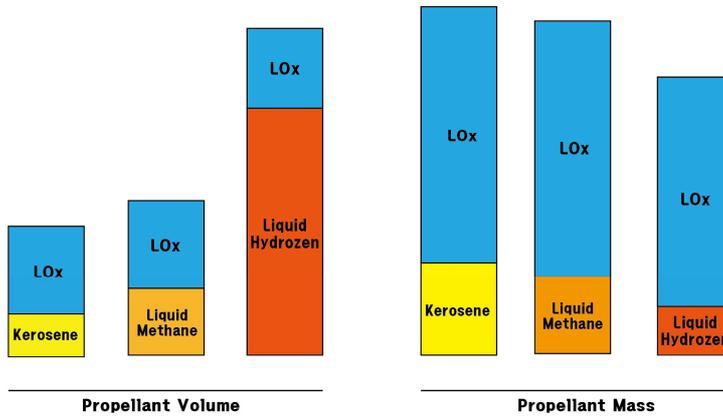


그림 2.21 동일한 전체 임펄스를 갖는 추진제의 부피와 질량

[보충설명]

동일한 임펄스(추력×시간)를 가지게 하는 추진제 조합을 체적 측면에서 비교하면 산소-수소 조합이 가장 큼니다. 따라서 추진제 탱크가 큰 1단 추진기관을 산소-수소 조합으로 구성하는데 불리한 점(탱크 무게가 증가 및 연소가스의 중량이 적어서 추력이 작음)으로 작용합니다. 그러나 추진제 무게 자체는 '산소-수소'조합이 가장 작으므로, 발사체 상단처럼 추진제 소모량이 적고 중력손실이 작은 경우에는 비추력이 높은 '산소-수소'조합의 효율이 더 좋습니다.

[오류 원인]

참고한 문헌에는 연료(케로신, 메탄, 수소)만 비교되어 있는데, 저자가 산화제(LOx)를 추가하는 과정에서 질량비를 계산하지 않아서 오류가 발생하였습니다.

순번	페이지	위치	오류 및 정정
5	103	그림 3.25	온도 1094 K → 1144 K

[수정 전]

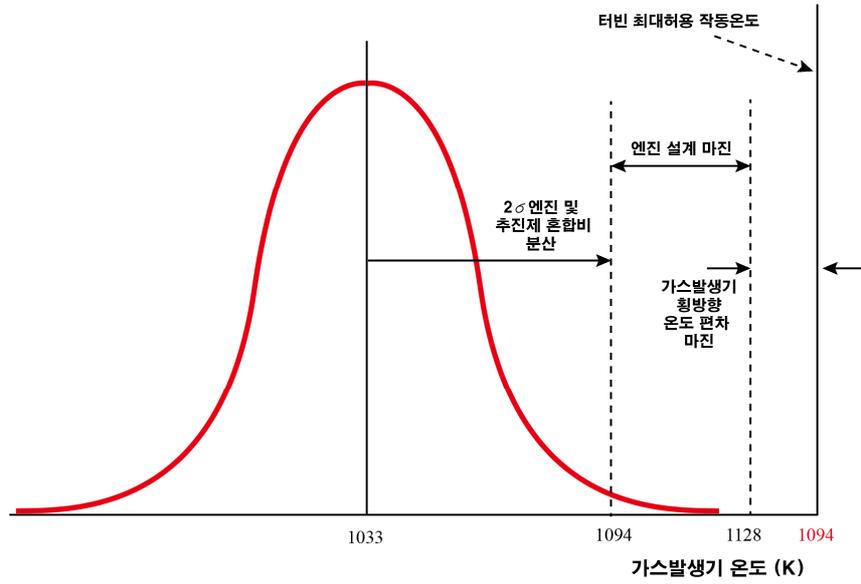


그림 3.25 터빈입구온도와 엔진 설계 마진 [14]

[수정 후]

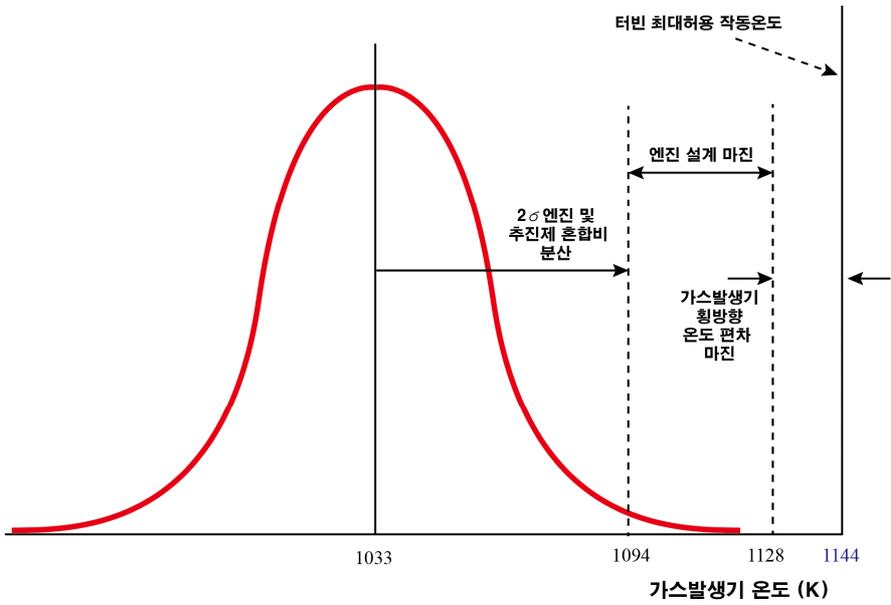


그림 3.25 터빈입구온도와 엔진 설계 마진 [14]

순번	페이지	위치	오류 및 정정
6	104	위로부터 5 줄	식에서 일부가 생략되었습니다.

[수정 전]

$$\Delta T_o = \frac{1 - \eta_{o,p}}{Cp_o} = \frac{1 - 0.64}{0.96} = 1.9 K$$

$$\Delta T_f = \frac{1 - \eta_{o,f}}{Cp_f} = \frac{1 - 0.52}{13} = 6.12 K$$

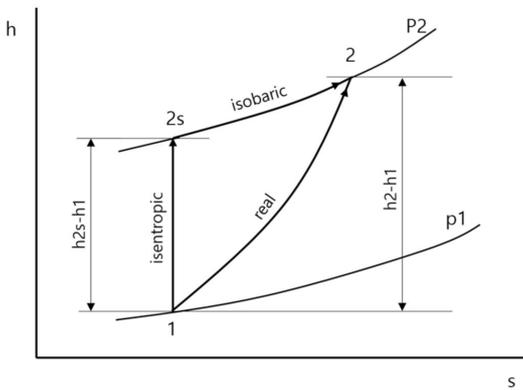
[수정 후]

$$\Delta T_o = \frac{1 - \eta_{o,p}}{Cp_o} \cdot \frac{N_{o,p}}{\dot{m}_o} = \frac{1 - 0.64}{0.96} \cdot \frac{66.19}{13.76} = 1.8 K$$

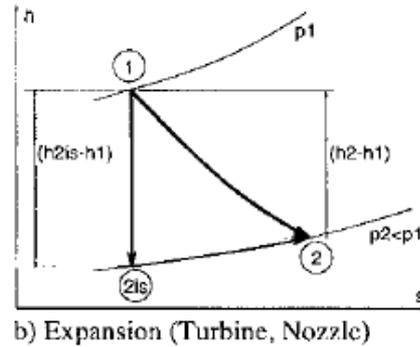
$$\Delta T_f = \frac{1 - \eta_{f,p}}{Cp_f} \cdot \frac{N_{f,p}}{\dot{m}_f} = \frac{1 - 0.52}{13} \cdot \frac{407.3}{2.46} = 6.1 K$$

[보충설명]

펌프의 효율은 아래 왼쪽 그림을 참조하여 식  $\eta_P = (h_{2s} - h_1) / (h_2 - h_1)$ 을 이용하여 계산이 가능합니다.



Enthalpy-entropy diagram for pump



Expansion in turbine (T-s relationship)

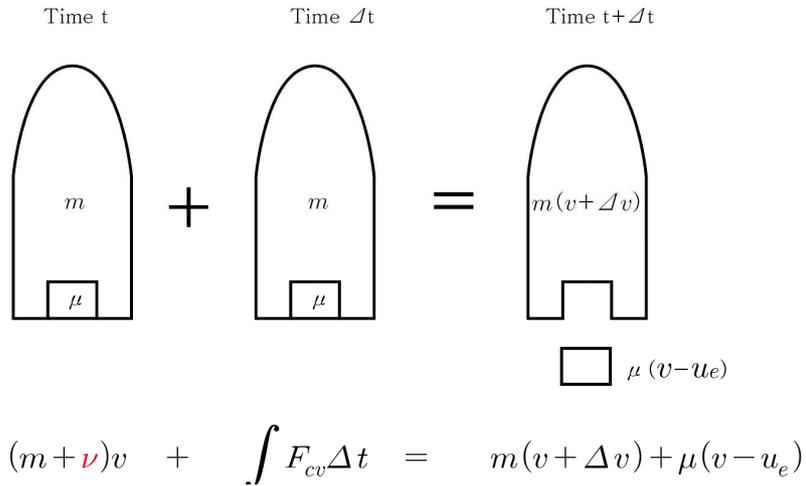
터빈에서 효율을 고려한 온도 감소는 위의 오른쪽 그림을 고려하여 다음 식으로 계산할 수 있습니다. 아래 식에서 터빈 효율( $\eta_{tb}$ )을 알 경우  $T_2$ 의 계산이 가능합니다.

$$\eta_{tb} = \frac{h_1 - h_2}{h_1 - h_{2, is}} = \frac{C_p(T_1 - T_2)}{C_p(T_1 - T_{2, is})} = \frac{T_1 - T_2}{T_1 \left(1 - \frac{T_{2, is}}{T_1}\right)} = \frac{1 - \frac{T_2}{T_1}}{1 - \left(\frac{P_{2, is}}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$$

더 자세한 내용은 [1] Goertz, C., "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycle," AIAA-95-2966, 1995. [2] Dixon, S.L. and Eng, B., *Fluid mechanics, thermodynamics of turbo-machinery 3rd Ed.*, Butterworth-Heinemann, 1998.를 참고하시기 바랍니다.

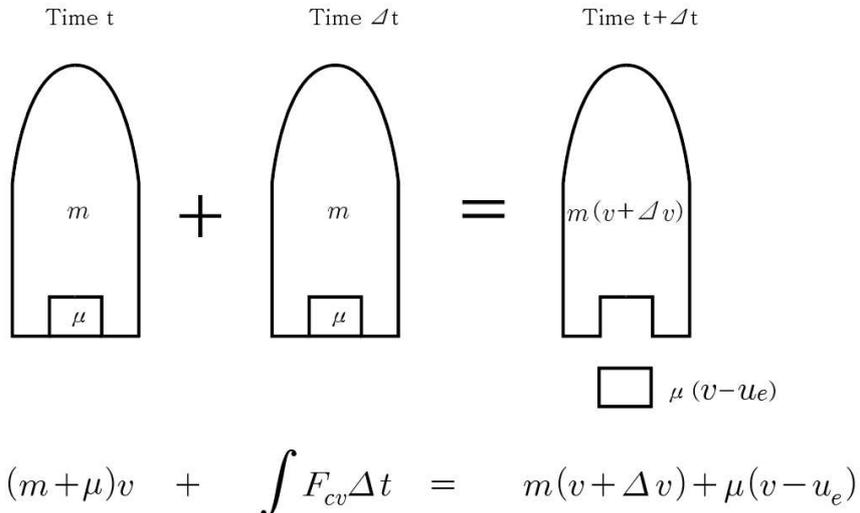
순번	페이지	위치	오류 및 정정
7	219	그림 A.5 하단	1) 그림에서 $(m+\nu)v \rightarrow (m+\mu)v$ 2) 하단에 식에서 $(m+\nu)v \rightarrow (m+\mu)v$ ...

[수정전]



$$(m+\nu)v + \int F_{cv}\Delta t = m(v+\Delta v) + \mu(v-u_e)$$

[수정후]



$$(m+\mu)v + \int F_{cv}\Delta t = m(v+\Delta v) + \mu(v-u_e)$$

순번	페이지	위치	오류	고침
8	서문 vii	위로부터 12줄	됨으로	되므로
9	52	그림 2.11 내	추진체	추진제
18	71	아래로부터 7줄	커먼 벌크헤드	공통격벽
11	104	위로부터 5줄	그런데 터보펌프의 최대 회전수는 ① 펌프에서 캐비테이션 발생과 ② 터빈 블레이드의 한계 응력에 의하여 제한된다.	그런데 터보펌프의 최대 회전수는 ① 펌프에서 캐비테이션 발생과 ② 터빈 블레이드의 한계 응력 ③ 베어링 내구성 ④ 펌프 임계속도 등에 의하여 제한된다.
12	130	그림 5.1	GEAT BOX	GEAR BOX
13	137	그림 5.2	GEAT BOX	GEAR BOX
14	156	위로부터 7줄	$C_{t,ex}^* = C_{gg}^{**} \sqrt{1 - \eta_{b,eff}}$	$C_{t,ex}^* = C_{gg}^* \sqrt{1 - \eta_{b,eff}}$
15	178	그림 6.15의 캡션	그림 6.15 Vulcain 엔진의 연소기와 전형적인 coaxial injector	그림 6.15 Vulcain 엔진의 분사기 헤드와 전형적인 coaxial injector
16	197	표 6.10의 첫 항목	Thrust(vacuum) 100 kN	Thrust(vacuum) 1000 kN
17	236	위로부터 10줄	$w_{\max} = \frac{n_{ss} NPSH_r^{3/4}}{298 \sqrt{\dot{Q}}}$	$w_{\max} = \frac{n_{ss} NPSH^{3/4}}{298 \sqrt{\dot{Q}}}$

**[보충설명]**

순번 17과 관련하여,

펌프에서 가능한 최대 회전수( $w_{\max}$ )는 펌프의 캐비테이션 방지 특성(즉, 제작된 펌프의 고유한 특성) 뿐만 아니라, 펌프의 작동 조건(입구압, 유체온도, 가스함유량 등)에도 영향을 받으므로  $NPSH_r$ 보다는  $NPSH$ 가 더 적절합니다.

책에서 추가의 오류가 있거나 설명이 잘못된 부분을 발견하시면  
메일(kimcw@kari.re.kr)로 알려주시기 바랍니다.

성심껏 검토하여 정정하도록 하겠습니다.

감사합니다.