

論文

Tabu Search를 이용한 Loop Heat Pipe의 최적설계에 관한 연구

박용진*, 윤수환*, 구요천*, 이동호**

Design Optimization for Loop Heat Pipe Using Tabu Search

YongJin Park*, Suhwan Yun*, Yocheun Ku* and Dong-Ho Lee**

ABSTRACT

Design optimization process and results of Loop Heat Pipe(LHP) using Tabu Search have been presented in this study. An objective of optimization is to reduce a mass of the LHP with satisfying operating temperature of a Lithium Ion battery onboard an aircraft. The battery is assumed to be used as power supply of air borne high energy laser system because of its high specific energy. The analytical models are based on a steady state mathematical model and the design optimization is performed using a Meta Model and Tabu Search. As an optimization results, the Tabu search algorithm guarantees global optimum with small computation time. Due to searching by random numbers, initial value is dominant factor to search global optimum. The optimization process could reduce the mass of the LHP which express the same performance as an published LHP.

초 록

본 연구는 Tabu Search를 이용하여 LHP의 최적설계를 진행하는 방법과 절차 및 결과를 제시하고자 한다. 최적설계의 목적은 항공기에 탑재된 리튬이온 전지의 작동온도 조건을 만족하면서 LHP의 중량을 최소화시키는 것이다. 전지는 고에너지 밀도의 특성으로 항공기에 장착된 고에너지 레이저의 동력원으로 사용되는 것으로 가정되었다. 해석은 Steady state analysis model에 기초하였으며 메타모델로 근사화하였다. 최적화 결과로 Tabu Search는 유전알고리즘 등 다른 비 구배기반 최적화 방법에 비해 비교적 적은 계산 시간을 소요하면서도 전역해를 보장하였으나 난수에 의해 초기해를 바꾸어 가면서 최적화를 여러 번 시도해야 하는 단점이 있었다. 그리고 최적화 과정을 통해 개발된 LHP와 동일한 성능을 가지면서도 경량화된 LHP를 얻을 수 있었다.

Key Words : Loop Heat Pipe(루프히트파이프), Tabu Search(타부서치), Lithium Ion Battery(리튬이온전지), Response Surface Model(반응면 모델)

1. 서 론

Loop Heat Pipe는 주로 고층대기나 우주 환경과 같은 열을 방출할 수 있는 저온 환경이 자연적으로 구비되어 있고 구성품의 무게 감소가 절대적으로 필요한 열 환경에서 유용한 장비이다. LHP는 특히, 우주 환경에서는 심우주의 극저온 복사 조건을 이용하여 기화가 된 냉매를 냉각시

† 2009년 5월 4일 접수 ~ 2009년 7월 21일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부

교신저자, E-mail : donghlee@snu.ac.kr

서울특별시 관악구 신림동 관악로 599번지

킬 수 있는 장점을 가지며 또한, Wick의 모세관 구동력으로 추가적인 Pumping 동력 없이 냉매를 효과적으로 순환시킬 수가 있어 능동 열 제어 장비에 비해 경량화 되면서도 열교환 특성이 우수한 장점을 가지고 있다.

본 논문에서는 우주 환경과 형태는 다르지만 외부가 저온환경인 고층대기에서 임무중인 항공기에 탑재된 LHP를 모델로 해서 최적화를 수행하였다. 항공기에는 군사무기로 연구가 활발히 진행되고 있는 고에너지 레이저 시스템이 실려 있고 그 동력원으로는 고에너지 밀도와 저소음 등으로 다양하게 활용되는 리튬이온 전지가 운용되는 것으로 가정하였다. LHP는 전지의 문제점인 발생 열의 효과적인 방출을 위해 탑재되었다.

LHP는 1970년대 초에 구 소련에서 개발되어 1985년에 Maidanik[1]에 의해 특허가 출원되게 된다. 첫번째 비행 시험은 1989년 구 소련 우주선 Granat[2]에 탑재되어 수행이 되어 LHP는 장시간 신뢰성이 있는 열전달 성능을 보여주게 된다. 그 후 1997년에 있었던 두 번의 비행시험을 통해서도 성공적인 열교환 성능을 보여 주었다.

LHP를 해석하는 방법으로 Steady State Model은 Kaya[3]등에 의해 개발이 되었고 Transient Model은 작동 초기부터 정상상태가 될 때까지 시간에 따른 성능 변화 해석에 초점을 둔다. 본 논문에서는 Steady State Model을 적용하여 최적설계를 하였다. LHP에 대한 최적설계로는 Vlassov[4]가 인공위성용 LHP를 GEO알고리즘을 이용하여 작동유체(암모니아, 에틸렌, 프로펠렌)에 따른 최적 크기를 제시하였고 Park[5]은 지상용 LHP에 대해서 근사모델과 구배기반의 최적화 툴과 Weighting Sum 방법을 이용하여 다목적 최적화 결과를 보여주었다.

리튬이온 전지는 작동온도가 일반적으로 -10~40℃이며 Saft 사의 VL 시리즈의 경우에는 Milli-second에 12KW/kg과 15초에 6KW/kg이라는 높은 에너지 밀도를 가지고 있다. 또한 SONY18650(18D-65mm L, 39.4g)을 기준으로 했을 때 방전을 2C에서 셀 당 2.25W의 열량이 발생하며[6] 과열되었을 때 배터리의 영구적 저장용량 손실이 급격히 증가하는 특성을 보인다[7].

레이저 시스템은 부품간의 온도구배가 2℃ 이상을 허용하지 않고 시스템의 작동온도도 특정한 내의를 유지할 것을 요구하는 등 엄격한 온도 기준을 가지고 있다[8]. 그러므로 리튬이온 전지의 온도를 적절히 유지하는 것은 전지의 수명 및 주변장비의 성능 보장을 위해서도 꼭 필요하다.

최적화는 리튬이온전지의 표면온도를 요구수

준으로 유지하면서 LHP의 무게를 최소화 하는 것을 목적으로 하는데 RSM(Response Surface Method)으로 근사화된 3차 다항식 함수와 Tabu Search를 이용하여 수행되었다.

II. 본 론

1. LHP의 해석모델

LHP의 형상은 Fig. 1에서 보이는 것처럼 Evaporator, Compensation chamber, Vapor line, Condenser, Liquid Line 등으로 구성되어 있다.

본 논문에서 LHP의 해석은 Adoni 논문[9]을 참조했으며 가정을 살펴보면 다음과 같다.

- 1) Wick은 작동유체로 액상포화(Wetting)가 됨
 - 2) 보상챔버와 증발기는 건도 0인 포화 상태임
 - 3) Bayonet tube가 없으며 증발기는 단열됨
- Hot Case에서의 연속방정식은 아래와 같다.

$$M_{tot} = \rho_{v,cc} V_{cc}\beta + \rho_{l,cc} V_{c.c}(1-\beta) + \pi(\rho_v r_v^2 L_v + \rho_l r_l^2 L_l) \quad (1)$$

$$+ \rho_l V_c + \rho_v V_c + \int_0^l A_{cond}[\beta_v \rho_v + (1-\beta_v) \rho_l] dz$$

여기서 보상챔버(Compensation Chamber)는 충전량을 $M_{c.c} = M_{tot} - M_{loop}$ 로 구할 수 있고 β 는 기상의 Volume fraction이며 액상의 체적비율, α 는 $\alpha = (M_r / V_r - \rho_v) / (\rho_l - \rho_v)$ 로 나타낼 수 있는데 α 가 1이상이 되었을 경우 Hard-filled로 간주한다. 이때부터는 일정 열저항 조건이 된다[9].

모멘텀 방정식으로 Porous Wick에서 발생하는 모세관 압력 보다 전체 압력강하가 적어야 한다.

$$\Delta P_{tot} = \sum_i \Delta P_i = \Delta P_u + \Delta P_{vl} + \Delta P_{fitting} \quad (2)$$

$$+ \Delta P_{cond} + \Delta P_{wick} + \Delta P_{vg} \leq \Delta P_{capillary}$$

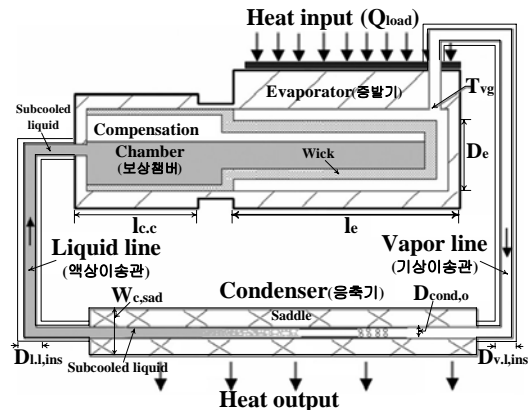


Fig. 1. Figure of Loop Heat Pipe

에너지 방정식을 살펴보면, 먼저 증발기의 Core에서 에너지균형은 아래와 같다.

$$Q_{loss} + Q_{e-c,e} + x_{L,out} \dot{m} h_{fg} = A_{c,c} U_{c,c-amb} (T_{c,c} - T_{amb}) \quad (3)$$

$$+ \dot{m} C_{p-core} (T_{core} - T_{L,out})$$

여기서 Heat loss(Q_{loss})는 Heat Source의 열량 중에 보상챔버 내의 냉매를 데우는 열량이며 $Q_{loss} = \dot{m} C_p \Delta T_{wick} / (1-r)$, ($r = (D_{wick,i} / D_{wick,o})^{\dot{m} C_p / 2\pi k_{wo} L_e}$)로 반경방향의 열손실을 구할 수 있다. ΔT_{wick} 은 벽을 통한 압력손실을 Darcy 관계식에서 구한 후 Clausius-Clapeyron식으로 구할 수가 있는데 $\Delta P / \Delta T$ 가 3×10^4 로 매우 작다. 증발기 내벽 표면 온도는 $T_{e,i} = T_{wick,o} + Q_{evap} / H_{wick,o} A_{wick,o}$ 로 계산할 수 있으며 증발기와 보상챔버 간의 열손실량은 $Q_{e-c,e} = k_e A_{c,e,t} (T_{e,o} - T_{c,c}) / L_{e-c,e}$ 로 계산되고 $Q_{e-c,e}$ 는 저열량에서 0.2W이하 정도이다[10]. $H_{wick,o}$ 는 Hoang의 논문[11]의 이용하여 구할 수 있다. $x_{L,out} \dot{m} h_{fg}$ 는 기상이송관(Liquid Line) 끝에서의 건도에 의한 열량을 고려한 항이다.

전체적인 수치계산 절차로는 Vapor groove 온도(T_{vg})를 가정하여 포화 압력을 구하고 기상인 냉매가 기상이송관과 응축기 및 액상 이송관을 지나면서 보상챔버에 올 때까지 룬계곱타법으로 온도와 압력을 상의 변화를 고려하여 계산하는 것이다. 그 후 보상챔버에 도착한 냉매의 열역학적 상태가 운동 및 에너지 방정식을 만족할 때까지 T_{vg} 를 갱신하여 진술한 절차를 반복한다.

1.1 단상 유동에서의 온도 및 압력 변화

단상유동인 이송관에서의 온도 및 압력변화는 아래의 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{m} = \frac{Q_{evap}}{(h_{fg} + C_{p,l} \Delta T_{wick})} \approx \frac{Q_{evap}}{h_{fg}} \quad (4)$$

$$\dot{m}_v C_p^{(v)} \frac{dT_v}{dz} = -U_{v-a} (T_v - T_{amb}) \quad (5)$$

총괄열전달계수(U_{v-a})는 $U_{v-a} = \pi D_v^{(0)} H_{amb}$ 이다.

$$\Delta P_v = \left\{ \begin{array}{l} 32 \frac{\mu_v}{\rho_v} \frac{L_v}{D_v^2 A_v} \dot{m}_v \quad \text{laminar} \\ 0.158 \frac{\mu_v^{1/4}}{\rho_v} \frac{L_v}{D_v^{3/4} A_v^{7/4}} \dot{m}_v \quad \text{Turbulent} \end{array} \right\} \quad (6)$$

H_{amb} 는 이송관과 외부공기와의 열전달계수로 이송관의 표면온도의 함수이므로 Secant법으로 가정된 평균 이송관온도가 계산된 평균온도와 같을 때까지 반복하여 평균 H_{amb} 를 결정하고 이를 적용했다. 식(5)은 룬계곱타법으로 계산하였다.

1.2 이상유동의 온도 및 압력의 변화

응축기(Condenser)에서의 총괄 열전달계수는 식(7)와 같이 나타낼 수 있는데 여기서 H_{cond} 는 이상유동 열전달계수로 Thome 등[9]의 관계식을 사용하였다. Thome등의 관계식에서 관내벽 온도가 $T_{cond,w} = T_{sink} - \dot{m} h_{fg} \Delta x_{cond} / (H_{amb} \Gamma_{cond,o} L_{step})$ 로 표현되고, 이 온도를 알아야 열전달계수를 구할 수 있다. 압력강하는 Friedel등[9]의 관계식을 사용하였다. 온도 및 건도(x), 압력변화 등은 4차 룬계곱타법으로 계산하였고 Kaya등[3]이 기술한 응축기에서의 적분형 응축길이 식을 Gauss-Legendre 적분법으로 계산하여 검증하였다.

$$\frac{1}{U_{cond}} = \frac{1}{2\pi k_{cond,t}} \ln \left(\frac{D_{cond,o}}{D_{cond,i}} \right) + \frac{1}{H_{cond} \pi D_{cond,i}} + \frac{1}{U_{c,sud}} \quad (7)$$

$$\frac{dx_{cond}}{dz} = - \frac{U_{cond} (T_{cond,i} - T_{sink})}{\dot{m} h_{fg}} \quad (8)$$

$$\frac{dP_{cond}}{dz} = - \Phi_{lo}^2 \frac{f G^2}{2 \rho_{lo} D_{cond,i}} - G^2 \frac{d}{dz} \left\{ \frac{(1-x_{cond})^2}{\rho_l (1-\beta_v)} + \frac{x_{cond}^2}{\rho_v \beta_v} \right\} \quad (9)$$

$$dM_{cond} / dz = A_{cond} [\beta_v \rho_v + (1-\beta_v) \rho_l] \quad (10)$$

응축기에서는 외부공기와의 열전달계수(H_{amb})를 Eckert 식[12]을 사용하여 구할 수 있고 식(7)의 총괄열전달계수를 계산하는데 이용된다.

$$H_{amb} = 0.037 \left[\frac{k_{amb}}{L_c} \right] Pr^{1/3} \left[\frac{\rho V L_c}{\mu} \right] \quad (11)$$

1.3 Saddle를 통한 열전달 및 냉매의 충전

Steady State 모델에서 증발기의 크기가 커질수록 Saddle의 온도는 Fin 효과에 의해 감소하지만 무게가 급격히 늘어나므로 적절한 크기의 증발기를 사용해야한다. 증발기 및 Saddle의 형태는 Fig. 2에 나타나 있으며 이들을 통한 열전달량은 아래의 시오르 계산한다[11]

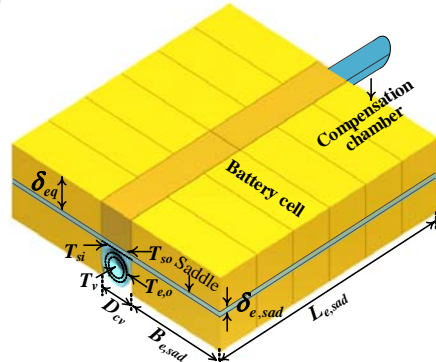


Fig. 2. Schematic of Battery pack

$$Q_{load} = 2\pi k_{e,w} (T_{e,o} - T_{e,i}) L_e / \log(D_{e,o} / D_{e,i})$$

$$Q_{load} = k_{cv,w} \pi D_{e,o} \eta_{cv,w} (T_{e,i} - T_{e,o}) L_e / \delta_{cv,w}$$

where, $\eta_{cv,w} = \tanh(P\pi D_{e,o} / 2) / (P\pi D_{e,o} / 2)$,
 $P = \sqrt{G_p / (k_{cv,w} \delta_{cv,w})}$, $G_p = k_{e,w} / \delta_{e,w}$

$$Q_{load} = 2k_{e,oad} [\eta_{e,oad} B_{e,oad} + r_{cv,o}] (T_{so} - T_{e,i}) L_e / (\delta_{e,oad} / 2)$$

$$Q_{load} = 2k_{e,q} [\eta_{e,oad} B_{e,oad} + r_{cv,o}] (T_{e,q} - T_{so}) L_e / (\delta_{e,q} / 2)$$

where, $\eta_{e,oad} = \tanh(m B_{e,oad}) / (m B_{e,oad})$,
 $m = \sqrt{G_{e,q} / (k_{e,oad} \delta_{e,oad})}$, $B_{e,oad} = W_{oad} / 2 - r_{cv,o}$

여기서 r_{cv} 는 증발기 외벽을 둘러싸는 Cover의 반지름을 의미하고 $k_{e,w}$ 은 증발기 튜브의 전도도이며 δ 는 두께이다. L_e 는 증발기 길이로 $L_{e,oad}$ 와 같고 $G_p, G_{e,q}$ 는 단위길이당 총괄열저항이다[13].

LHP의 열전달 성능은 충전량이 Cold Case에서 α 가 0.4%일 때 우수한 것으로 Boo 등[14]의 논문을 통해 제시되어 있다. 충전량은 아래와 같이 $M_{tot} = \rho_{l,c} (V_{loop} + \alpha V_{c,c}) + \rho_{w,c} (1 - \alpha) V_{c,c}$ 이다. 본 논문에서는 보상챔버의 안 지름이 증발기의 바깥지름과 같다고 설정을 하였고 보상챔버에 있는 워의 안지름은 챔버 안지름의 80%로 가정하였다. Hanlon 등[15]에 의하면 워의 두께가 1mm이하에서 CHF 및 열전달계수가 우수한 결과를 보여 주어 실제로 워의 두께를 결정하기 위해서는 진동 등을 포함한 구조 해석이 필요하다.

1.4 Steady State Model의 해석결과 검증

수치해석을 위해 Fortran 코드 및 물성치 프로그램인 RefProp 7.0 을 사용하였다.

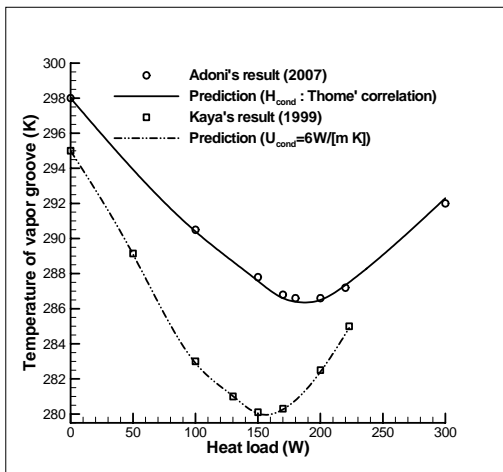


Fig. 3. Validation of numerical computation

Fig. 3에서 보이는 것 처럼 해석결과는 Adoni와 Kaya 등의 실험결과와 잘 일치하고 최적화의 해석모델로 충분히 사용할 수 있다고 판단되었다.

1.5 리튬이온전지 및 레이저 시스템의 특징 및 설치

리튬이온전지는 영구적 저장용량 손실이 저장 온도 10℃ 10%, 20℃에서 20%이며 충·방전 효율도 10~20℃에서 높게 유지되는 특성을 가지고 있다[7]. 또한, 레이저처럼 단기간에 많은 에너지를 요구하는 시스템의 동력원으로 이용되었을 경우에는 표면온도가 급격히 상승되어 냉각이 없다면 주변장치의 성능에 악영향을 미칠 수 있다.

레이저 시스템은 에너지 사용 효율이 15% 정도로 100KW급 레이저 빔을 발사하기 위해서는 650KW의 에너지가 필요하다. 요구동력 전체를 APU에서 만들어 낸다면 크기가 커지고 배터리에 비하면 무게 당 출력이 떨어지므로[8] 항공기의 APU 및 엔진에서 200KW를 공급받고 나머지 450KW는 전지로 충당하도록 한다. Fig. 2에서 보이는 것처럼 전지 한 팩이 26개의 전지로 구성되어 있으며 팩의 크기는 24(L)*23(W)*6.4cm(H)이고 무게는 7.6kg이다. 리튬이온 전지의 Specific Power는 방전률 5C에서 1300W/kg이며 전지의 필요무게는 346kg (46개 팩)이다. 팩의 열방출량은 같은 방전률(5C)에서 3.33W/cell로 90W이다.

2. LHP의 최적화 설계

최적화를 위해서 실험계획법으로 CCD(Central Composite DOE)을 사용하여 설계변수 4개에 대해 26번의 수치실험을 하였고 근사화는 반응면법(RSM: Response Surface Model)을 이용하였다.

2.1 설계인자의 선정

Fig. 4는 이송관 직경의 영향을 살펴본 것이다.

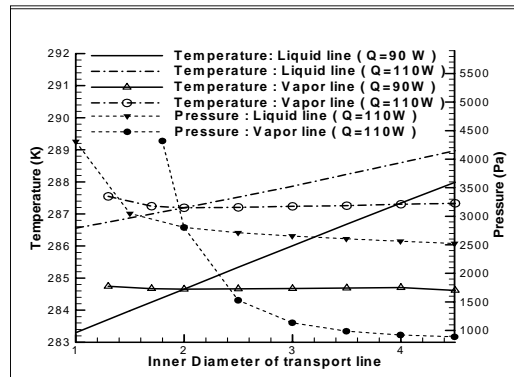


Fig. 4. Transport line diameter effects

($D_e : 3.5, D_{i,ins} : 3, W_{c,oad} : 8.5cm, L_{cond} : 1.15m$)

Table 1. Design variables and Range

설계 인자	설계 공간	재료
증발기 지름(D_e)	2.4 ~ 4.6cm	Al
액상관의 단열재 지름(D_{ins})	1 ~ 5 cm	Cork
응축기의 길이(L_{cond})	0.8 ~ 1.5m	Al
Saddle의 폭($W_{c,sag}$)	6.5 ~ 10.5cm	Mg

Fig. 4의 결과는 암모니아를 작동유체로 도출된 것으로 그림에서와 같이 기상 이송관의 경우, 직경이 작을수록 압력 강하는 매우 커지나 온도 변화는 미비하다. 이는 응축기에서 기상냉매의 포화온도까지의 냉각 거리가 짧기 때문이다. 또한 액상이송관의 내경이 작아질수록 온도가 하강하는데 이는 내경이 작아질수록 냉매의 속도가 빨라져서 더운 외부 환경에 덜 노출되기 때문이다. 따라서 이송관은 압력강하에 대한 한계만 없다면 직경이 작을수록 좋다. 본 논문에서는 기상 및 액상 이송관 내경을 압력 구배 및 크기를 고려하고 이송관의 무게가 전체의 5% 내로 영향을 적게 주므로 직경을 각각 2mm로 고정하였다.

Condenser의 내경은 Thome의 이상유동 열전달 관계식이 3mm이상의 관을 대상으로 하고 관의 직경이 커지면 Flow rate가 작아져서 열전달 계수는 작아지는데 비해 관외벽의 외부 Thermal conductance는 일정하여 3mm로 정하였다.

Steady state 모델에서의 다공도는 열손실을 결정하는 중요한 요소이지만 수치계산을 해보면 다공도의 변화에 의한 외에서의 압력손실 변화가 외의 내·외벽 사이의 온도차이를 크게 하지 않아 최적화 설계시 무게가 지배적인 인자가 된다. 본 논문에서는 다공도 60%가 제작이나 구조적으로 안전하다고 가정하였다. 또한, 소결 다공성 외에서 Pore의 직경은 입자 직경의 0.42배이며 입자의 직경은 모세관 한계로 결정이 된다. 본 연구에서는 10 μ m로 설정하였다. Table 1은 최적설계를 위한 설계인자들과 설계공간을 나타낸다.

2.2 반응면 모델의 구성

일반적으로 반응면 기법은 목적함수나 제약함수를 설계변수들에 대한 다항식으로 나타내는 방법을 말하는데 식은 다음과 같다.

$$y^p = C_0 + \sum_{1 \leq i \leq n_r} C_i x_i^p + \sum_{1 \leq i \leq j \leq n_r} C_{ij} x_i^p x_j^p + \epsilon \quad (13)$$

여기서 y^p 는 반응값이고 x_i^p 와 x_j^p 는 n_r 개의 설계변수들이고, C_0, C_i, C_j 는 미정계수들이며 마지막으로 ϵ 은 예측오차이다. P 는 근사 다항식의 차수를 나타낸다. 본 연구에서는 구축된 근사모델은 정확도를 나타내는 adjusted R^2 가 0.995 이상으로 실제 해석모델의 특성을 잘 반영한다.

2.3 Tabu Search 알고리즘

Tabu Search는 1970년대 Glover에 의해 현재의 형태로 발전이 되었으며 구성요소로 단기(short term) 메모리와 장기(long term)메모리, 통제조건(tabu constraint)과 강화(intensifying) 전략과 다양화(diversification) 전략 등을 포함한다.

열망조건은 비록 타부목록에 포함이 되어 있는 이동이라 할지라도 지금껏 발견된 최고해를 능가하는 이동이라면 타부목록에서 그 이동을 빼주어 다음 반복의 개선해로 채택되도록 한다. 강화전략은 단기메모리 함수를 사용하여 현재 상태보다 좋은 해를 탐색하도록 환경을 맞춘다. 다양화 전략은 장기메모리 함수를 이용하여 해 공간에서 방문하지 않았던 영역을 탐색하도록 한다. 타부목록은 최근에 방문했던 곳의 이동을 기억하여 다시 탐색하지 않도록 한다[16]. Fig. 5는 Tabu Search 알고리즘을 설명하고 있다. 탐색은 생성된 이웃의 범위에서 진행이 되며 제약조건은 목적함수에 Penalty를 $\psi(x) = f(x) + w \sum_{i=1}^{n_c} [0, G(x)]$ 로 부여하여 처리한다. 또한, 멈춤조건은 목적함수 값의 변화 추이와 최대 반복횟수로 결정한다.

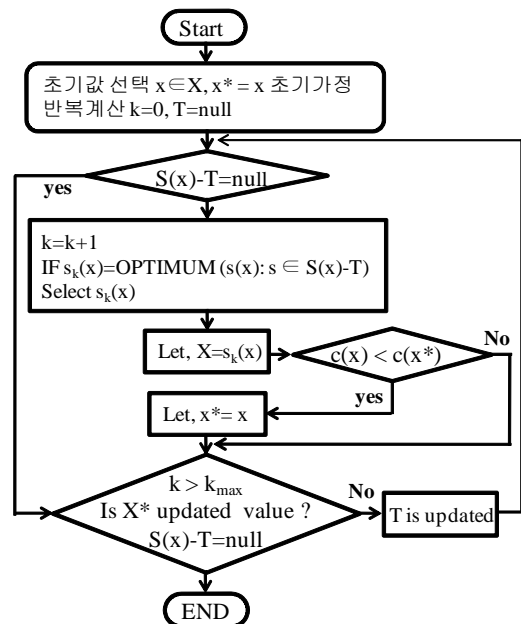


Fig. 5. Concept of Tabu Search Algorithm

2.4 최적 설계 적용 및 결과

최적화는 배터리의 온도를 10 $^{\circ}$ C 근처로 유지하여 군사적으로 중요한 운용수명과 효율을 보장 하면서 LHP의 무게를 최소화하도록 정의하였다.

Find

$$x = \{x_1, x_2, x_3, x_4\}^T \tag{14}$$

Minimize $f(x) = Mass_{LHP}$

Subject to

$$x_i^L \leq x_i \leq x_i^U \quad \text{for } i = 1, N$$

$$T_{low} \leq T_{battery} \leq T_{high} \quad \text{for given heat load}$$

$$Mass_{LHP} \leq Mass_{desired}$$

$$\Delta P_{c,max} \geq \Delta P_{pw} + \Delta P_{cl} + \Delta P_{cond} + \Delta P_{ll} + \Delta P_{cc} + \Delta P_{vg}$$

$$Flow\ speed_{v1/v,g} \leq 0.3\% \text{ of Speed of Sound}$$

$$Compensation\ Chamber\ length \leq Desired\ length$$

위의 문제를 풀기 위한 외부환경 및 LHP의 구조는 Table 2에 설명 되어있다.

비행기는 26,000 피트 상공을 190 노트로 비행하면 대기온도는 243.15K이다. 외부 온도가 35°C 인 것은 여압 및 레이저와 기타 전자 장비의 열 방출 등을 고려하였기 때문이며 작동유체는 암모니아이고 이송관의 길이는 증발기와 응축기간의 거리가 고정되므로 일정하다. 증발기 Saddle의 길이 및 넓이는 열원인 전지 팩과 동일하며 재질은 Saddle은 마그네슘이고 그 외 구성품은 알루미늄이다. LHP의 작동온도는 전지 표면온도가 13°C 근처에 있도록 하였고 보상챔버의 제한 길이는 설계요구에 따라 8.1cm로 정하였다. 기상이송관에서의 흐름속도는 비압축성으로 제한한다.

Table 2. Configuration of LHP

Evaporator wick		Condenser	
$\delta_{e,sad}$	1.5mm	$D_{cond,o}$	5mm
$D_{e,w,i}$	$D_{e,w,o} - 3mm$	$D_{cond,i}$	3mm
D_p	10μm	$\delta_{c,sad}$	2.5mm
k_{ev}	$80W \cdot m^{-1}K^{-1}$	Reservoir	
Vapor and Liquid line		$D_{cc,o} = D_{e,w} + 3mm$	
$L_{v,l}$	1000mm	$D_{cc,o} = D_{e,w}$	
$L_{l,l}$	1500mm	Ambient (T_{amb})	
$D_{v,l,i}, D_{v,l,o}$	2/3.6mm	Sink (T_{sink})	
$k_{v,l,t}, k_{l,l,t}$	$168W \cdot m^{-2}K^{-1}$	308.15K	243.15K
$D_{v,l,ins}$	8mm		
$k_{ins-v,l,t} / ll,t$	$0.04W \cdot m^{-1}K^{-1}$		

Table 3. Results of Tabu Search ($T_{high}=286.15K$)

No	1	2	3	4
D_e (cm)	2.9409	2.6123	2.8557	3.0471
$D_{ll,ins}$ (cm)	3.4022	4.1707	4.7517	4.0033
L_{cond} (m)	1.0204	0.9605	0.9850	1.0872
$W_{c,sad}$ (cm)	8.3421	9.6245	8.6701	7.7162
Mass (kg)	1.3420	1.3074	1.3738	1.3975
Func Call	79	90	100	88

최적화 결과는 Table 3에 정리하였다. 표에서 알 수 있듯이 함수 호출회수가 유전알고리즘이나 모의 담금질법이 수천 번임에 비해 매우 적다.

1,2,3은 초기값을 다르게 한 것이며 초기값에 따라 최적값이 바뀌는데 이는 Tabu Search가 타부목록을 사용하기 때문이다. 이 목록에 들어가는 기준은 최적화 중에 설계변수의 값이 일정회수 이상을 반복되었을 경우 또는 설계변수 값을 변화시켜도 최종 응답값이 설정된 반복 계산횟수를 통해 개선되지 않았을 경우인데 설계변수가 Tabu 조건에 들어가면 이동이 금지되어 해당 지역에서는 더 좋은 결과를 얻기가 어렵다. 따라서 난수를 이용하여 다른 지역으로 옮겨야 하므로 Tabu Search는 최적화 시도가 많아진다. Fig. 6은 최적화로 얻어진 최적 LHP가 열부하를 변화시킬 때 보여주는 온도 특성을 나타낸 것이다.

Fig. 6에서 곡선이 U자 형태를 보이고 있는데 이는 싱크 온도와 외부온도의 차이가 클 경우에 금속재질을 다공성 워드로 사용하는 LHP의 열 전달 특성이다. 그리고 U자 곡선의 최소점에서의 x축 값이 90W전후에 존재하고 그루브 온도에 비해 전지표면 온도가 전진됨을 알 수 있다. 온도의 전진은 낮은 열부하에서는 전지의 내외부의 온도차이가 적어서 그루브와의 온도차이를 덜 상쇄하기 때문이다. 또한, LHP를 장착하지 않고 순수하게 자연대류에 의해 배터리를 냉각하였을 경우에는($H_{\infty}=10Wm^{-2}K^{-1}$) 전지의 온도가 주변보다 51°C 정도 높았다. 최적화의 효율성을 검증하기 위해 Adoni의 실험용 LHP를 대상으로 열부하 170, 190, 210W에서 동일한 성능을 가지도록 하면서 최적화를 수행하면 최적화된 LHP는 Adoni의 LHP 보다 자중이 13%나 줄어들었다.

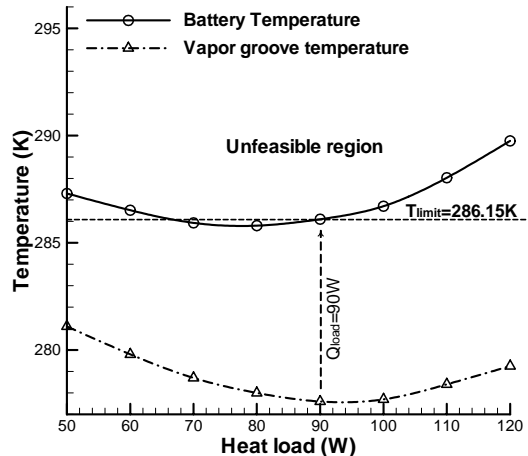


Fig. 6. U-shape curve of optimized LHP

III. 결 론

Tabu Search를 이용해서 최적화를 수행하며 동일한 성능을 가지면서도 Adoni의 기존 모델의 중량을 13% 이상 감소시켰고 순수 자연대류로 냉각하였을 경우에는 전지의 온도가 주변보다 5 $^{\circ}$ C나 높아 최적화 설계 및 LHP 장착이 매우 효과적임 알 수 있었다. LHP의 액상 및 기상이 송관은 내경의 변화에 의한 온도의 특성이 무게에 대해 상호 경쟁적이지 않아 적절한 크기의 내경 결정이 필요했으며 다공도는 무게에 비해 온도 측면에서는 영향이 크지 않았다. Tabu Search에 의해 도출된 최적 LHP로 Q-T선도를 그려보니 U자형 곡선의 최소점 근처가 설계 열부하(90W)에 해당이 되었다. 또한, Tabu Search는 평가함수의 호출횟수가 다른 메타휴리스틱 방법에 비해 적었으나 타부목록으로 인해 초기점을 바꾸어가면서 최적화를 여러 번 수행해야 하는 단점이 있어 개선이 필요하였다.

후 기

이 논문은 교육과학기술부의 BK21 사업(차세대 기계항공시스템 창의설계 인력양성사업단)의 연구비 지원으로 수행되었으며, 연구에 도움을 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Maidanik, Y.F., et al, "Loop Heat Pipes: Design, Investigation, Prospects on Use in Aerospace Technics", SAE941185, April 1994.
- 2) Orlov, A. A., et al, "The loop heat pipe experiment on board the GRANAT Spacecraft", ESA-SP-400, Proceedings of the 16th European Symposium on Space Environmental Control Systems, Vol. 1, pp. 341-353, May 1997.
- 3) Kaya, T., Hoang, T.T., Ku, J., and Cheung, M.K., "Mathematical Modeling of Loop Heat Pipes", AIAA Paper 99-0477, Jan. 1999.
- 4) Vlassov, V. V., et al, "Design Optimization of Loop Heat Pipes with Cylindrical Evaporator and Integral Reservoir for Space Application", STAIF, 2008.

5) Park, Y.J., et al, "Multiobjective Design Optimization of Loop Heat Pipe", 12th AIAA /ISSMO MAO conference, 10-12 Sept, 2008, Victoria British Columbia

6) Hallaj, S. Al, et al, "Thermal modeling and design considerations of lithium-ion batteries", j. Power Sources, Vol. 83, 1999.

7) Buchmann, I, (September 2006), "Battery Unviersity.com: How to prolong lithium based batteries". Cadex Electronics Inc.

8) Fellner, J.P., et al, "Rechargeable lithium ion based batteries and thermal management for airborne high energy electric lasers", SAE International, 2006, pp. 1~8.

9) Abhijit A. Adoni, et al, "Thermohydraulic Modeling of Capillary Pumped Loop and Loop Heat Pipe", Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.21, No.2, 2007.

10) Chung, P-Y. A., "An Improved Steady State Model Heat Pipes Based on Experimental and Theoretical Analysis", ph.D. Dissertation, The Pennsylvania State University, 2003.

11) Hoang, T. T., et al, "Heat and mass transfer in LHP", HT2003-47366, 2003.

12) Kim, Y.J., et al, "A numerical prediction and flight test of the transient fuel temperatures in an aircraft", J. Mechanical Science and Technology, Vol.21, 2007, pp. 2250-2260.

13) Vlassov, V. V., et al, "Comprehensive optimization of a heat pipe radiator assembly filled with ammonia or acetone", Intl. J. Heat Mass Transfer, Vol. 49, 2006, pp. 4584-4595.

14) Boo, J. H., et al, "Thermal performance of a small-scale loop heat pipe with PP wick". In: 13th IHPC, Shanghai, China, 21-25, September 2004, pp. 265-269.

15) Hanlon, M.A., et al, "Evaporation heat transfer in Sintered Porous Media", ASME J. Heat Transfer, 125, 2003, pp. 644~652.

16) 이권희, 주원식, "타부탐색을 이용한 이산 설계공간에서의 구조물의 최적설계", 대한기계학회논문집 A권, 제27권 제5호, 2003, pp. 798~806.