



Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites

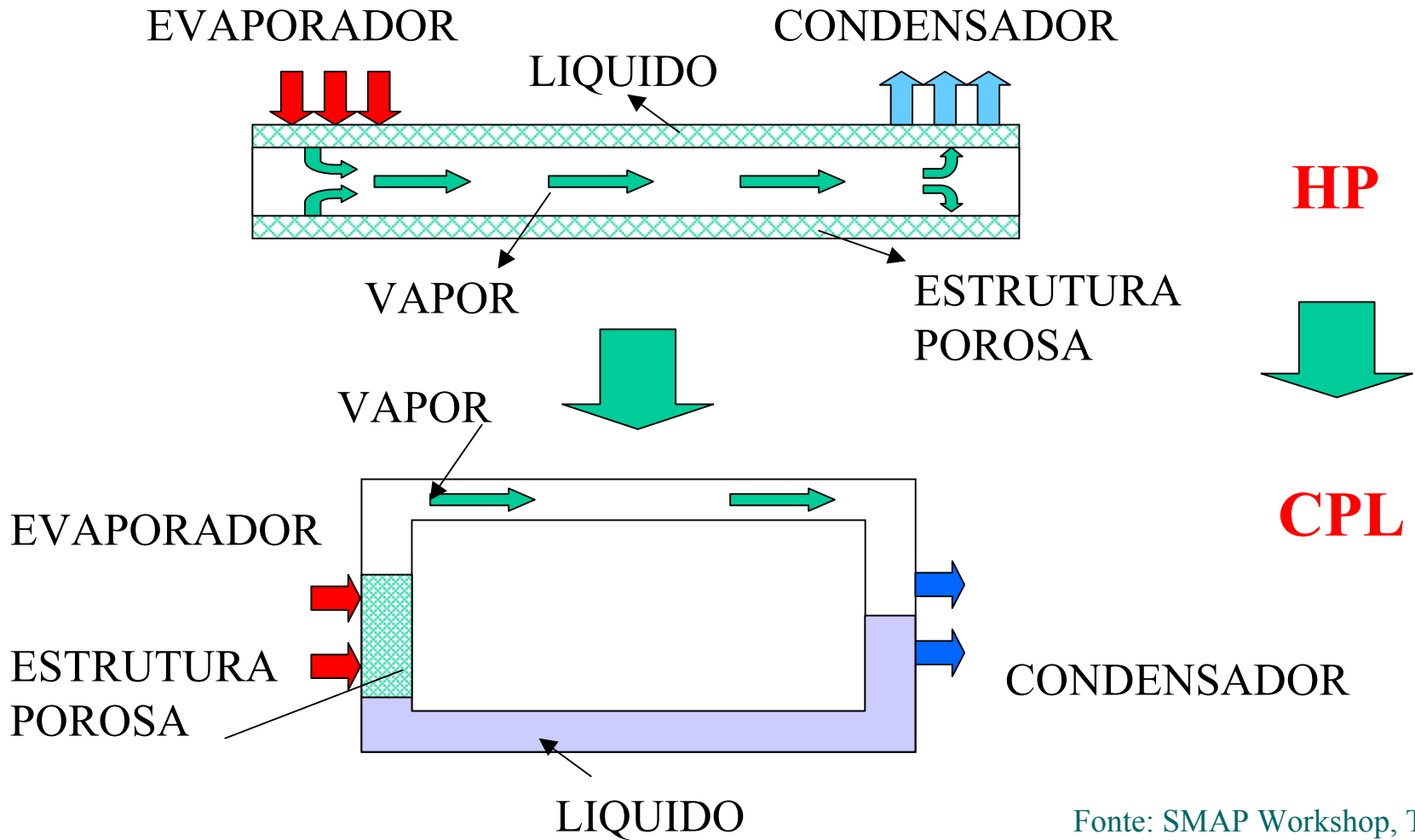
Circuitos de bombeamento capilar (CPL e LHP)

Dr. Valeri Vlassov

Divisão de Mecânica Espacial e Controle - DMC

INPE-2003

CPL – Concepção básica



Fonte: SMAP Workshop, T.Kaya, 2003

CPL: prós e contras

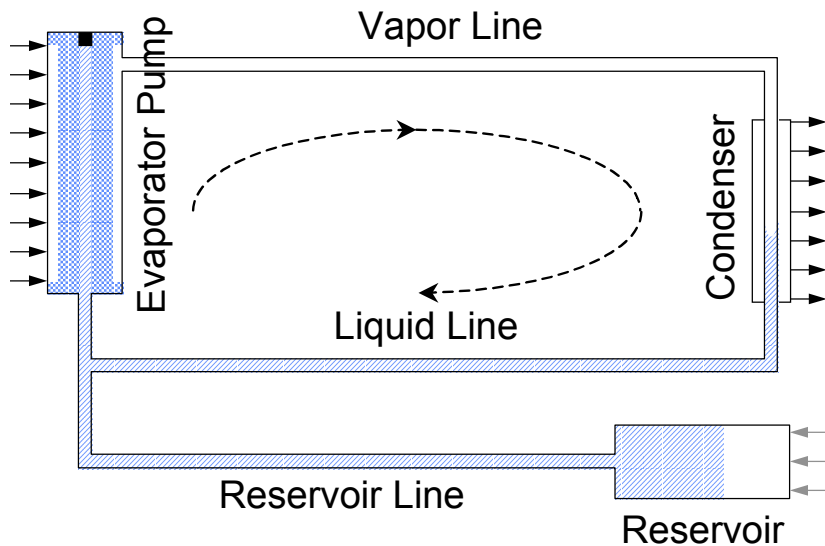
Prós:

- Alta capacidade de transportar calor
- Baixa sensibilidade à gravidade
- Flexibilidade de integração (linhas de transporte são flexíveis)
- Alta tolerância à geração de gás não-condensável (Obs: descoberto recentemente)

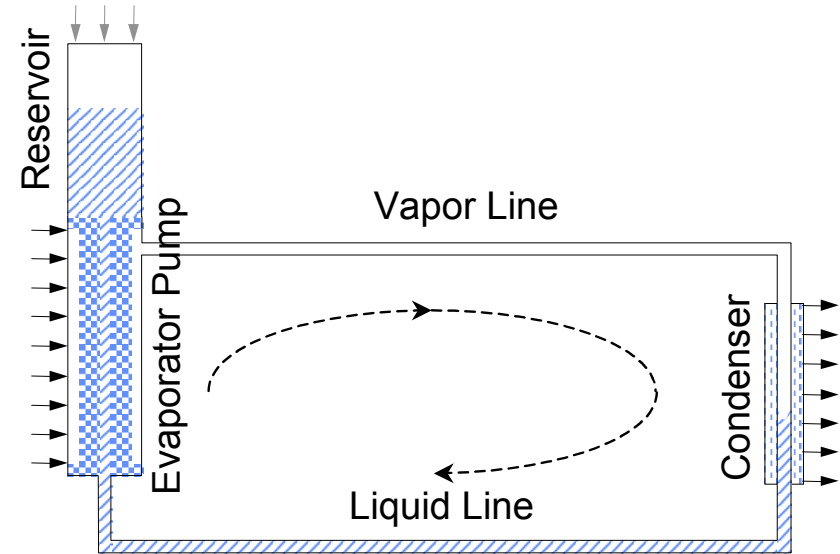
Contras

- Tecnologia ainda nova e não estudada bastante
- Dispositivos são mais complexos e mais caros

CPL – Concepções básicas



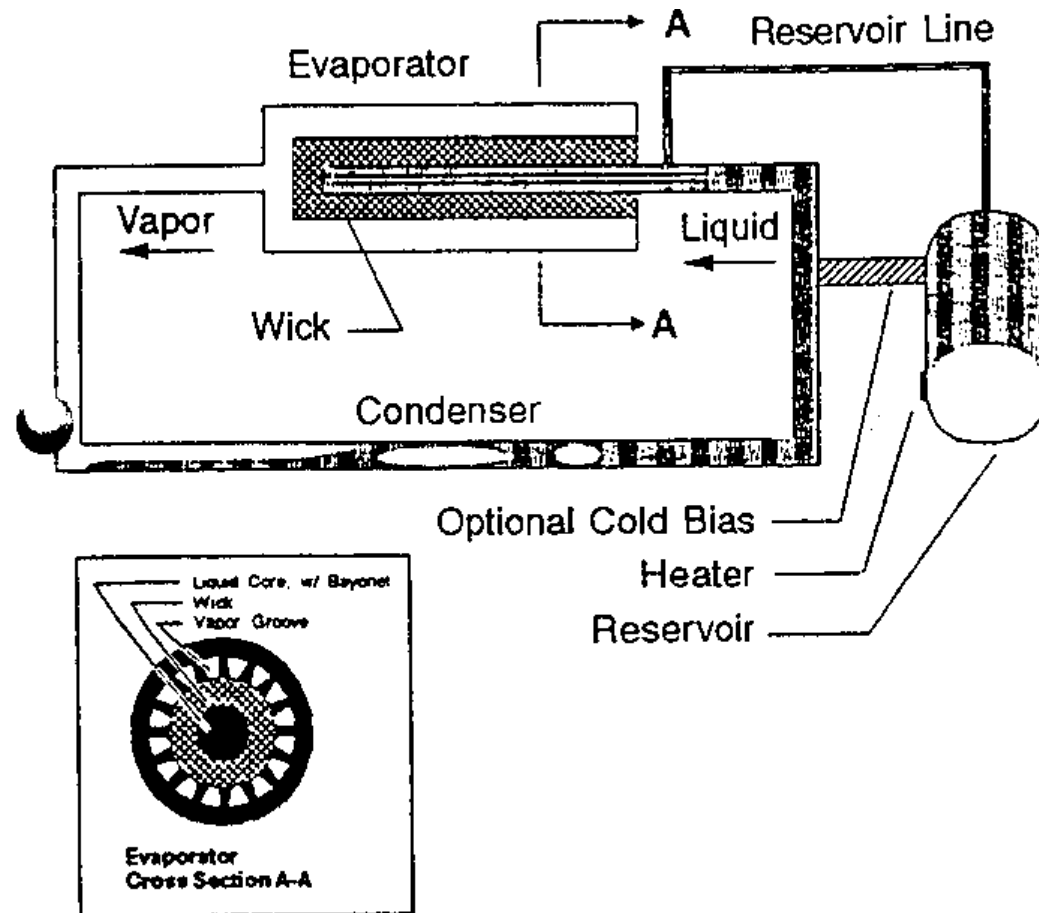
Capillary Pumped Loop (CPL)



Loop Heat Pipe (LHP)

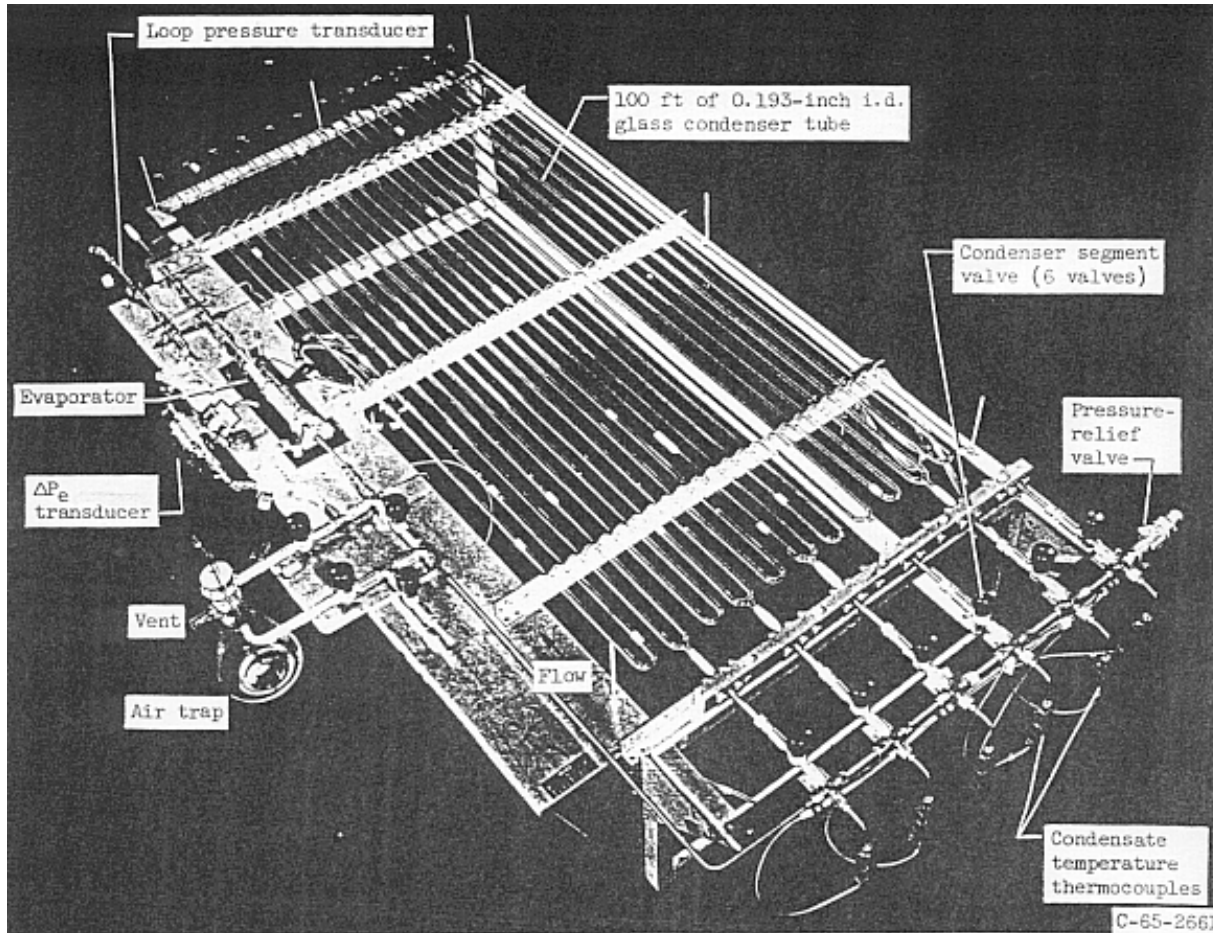
Fonte: SMAP Workshop, T.Kaya, 2003

CPL – Conceção básica



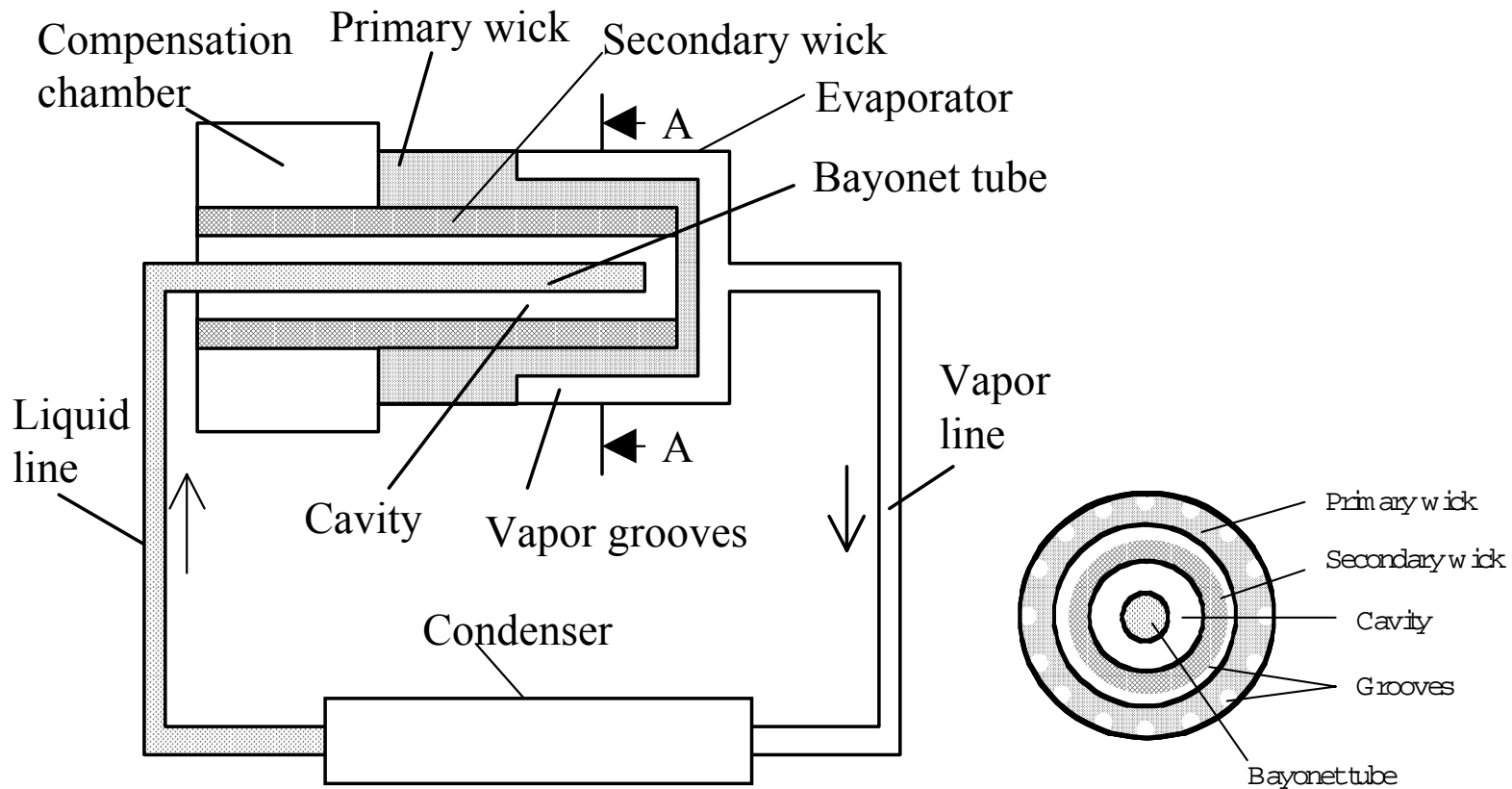
Fonte: 28th ICES, M.Nikitkin, 1998

CPL – 1o protótipo



Fonte: Relatório do NASA, F.Stegner, 1966

LHPs



Fonte: B.Yendler, Lockheed

LHP vs CPL: prós e contras:

CPL: Prós:

- Alta capacidade de transportar de calor
- Reservatório separado permite controle ativo fino
- Flexibilidade na localização do reservatório (integração simples)

CPL: Contras:

- Pré-condicionamento é preciso antes de dar a partida
- Sensibilidade à alta variação de potência aplicada: perigo de secagem de evaporador

LHP: Prós

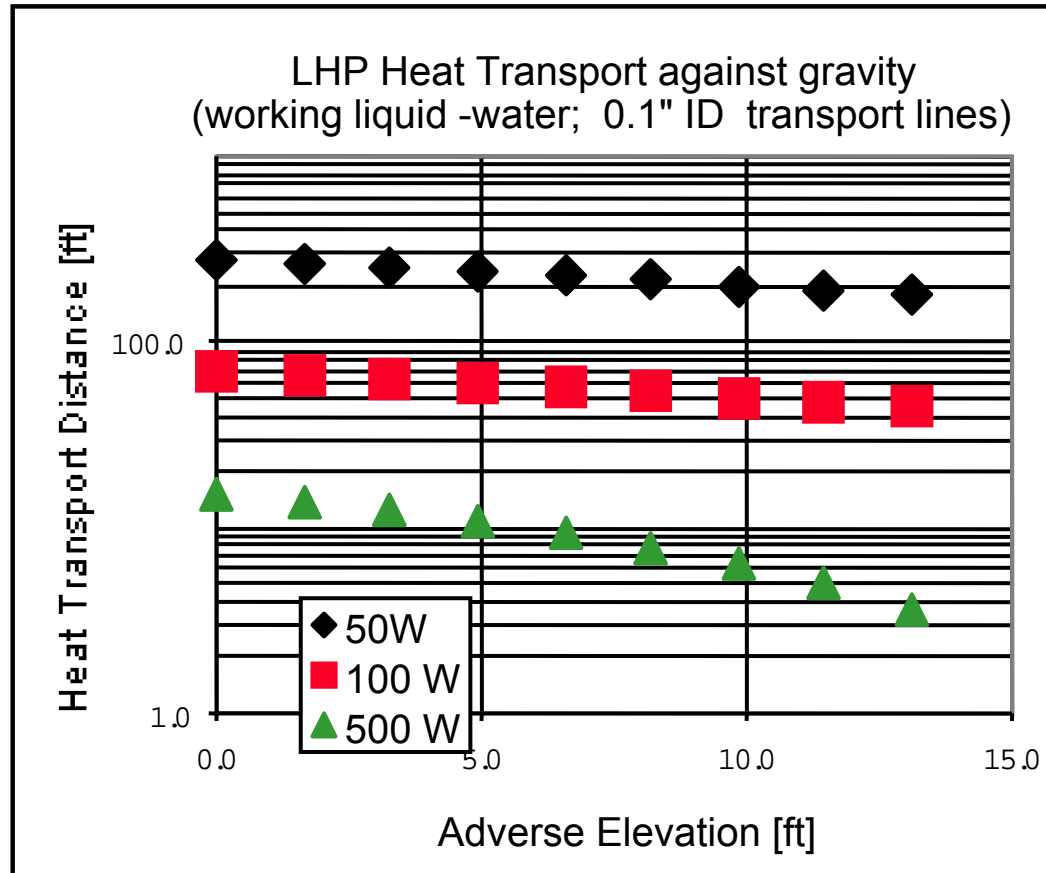
- A partida é simples, tipo “turnkey”
- Tolerância a variações de potência aplicada e condições externas

LHP: Contras

- Reservatório deve ser acoplado ao evaporador

Fonte: 28th ICES, M.Nikitkin, 1998

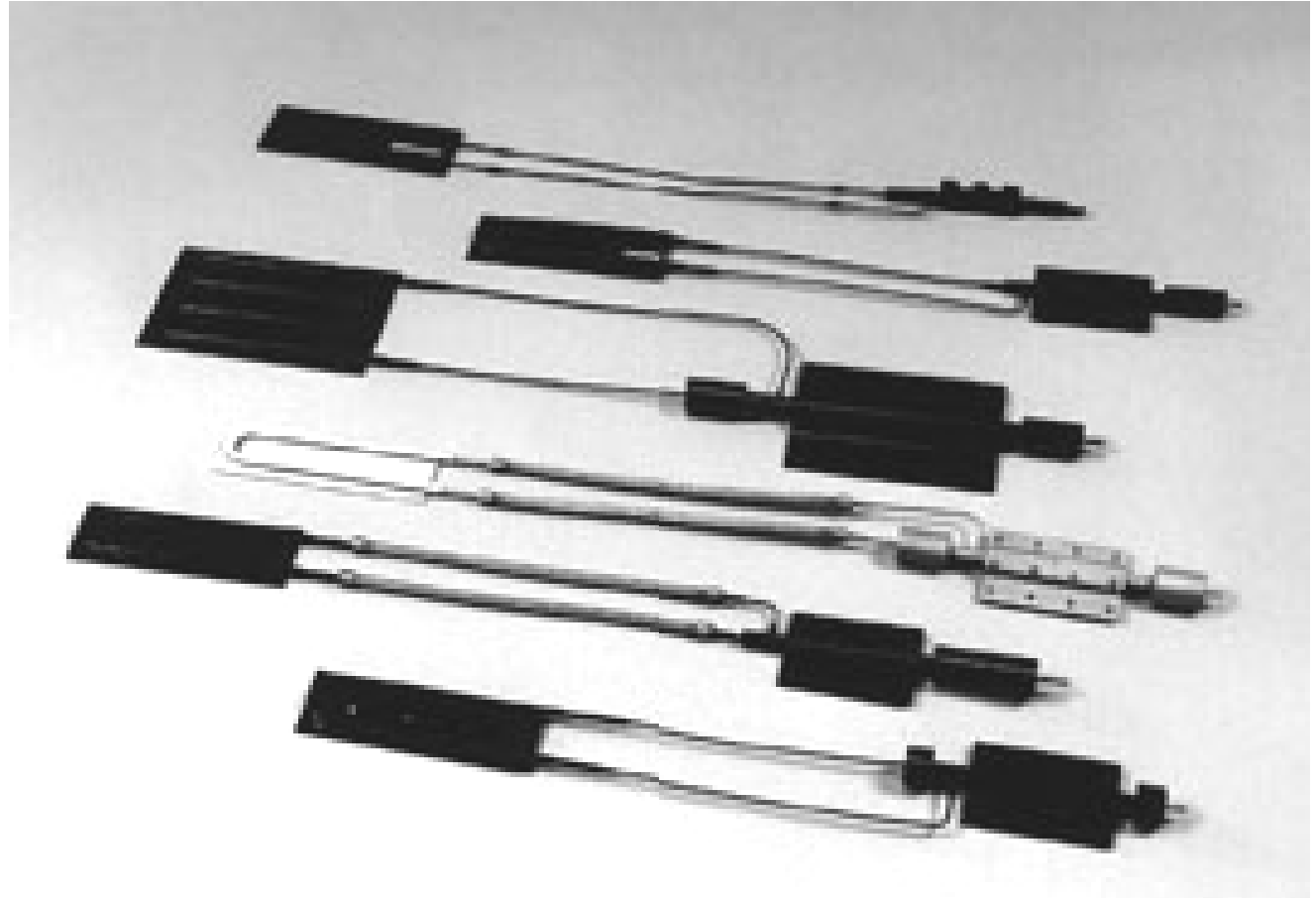
LHPs



Evaporator is above condenser

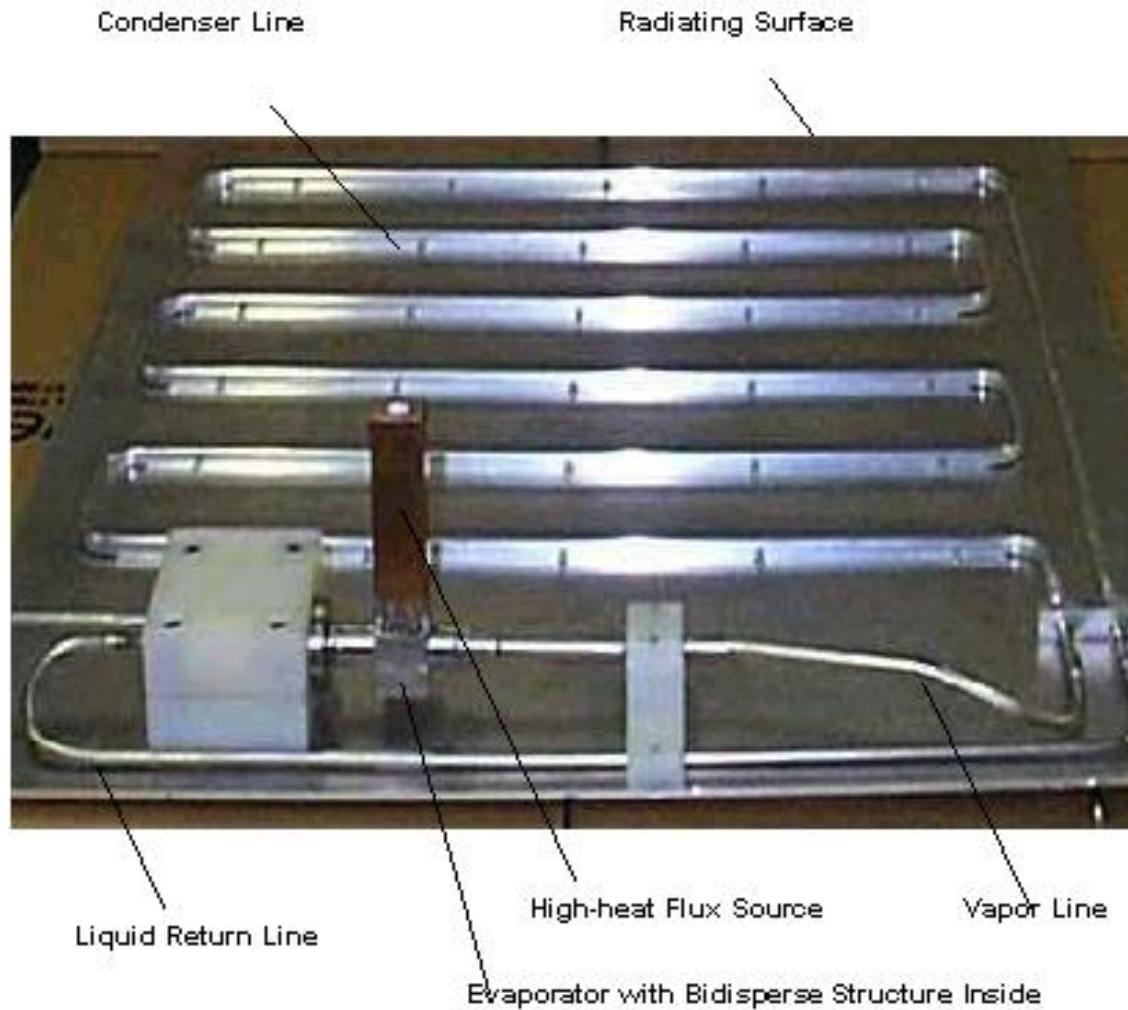
Fonte: B.Yendler, Lockheed

LHPs



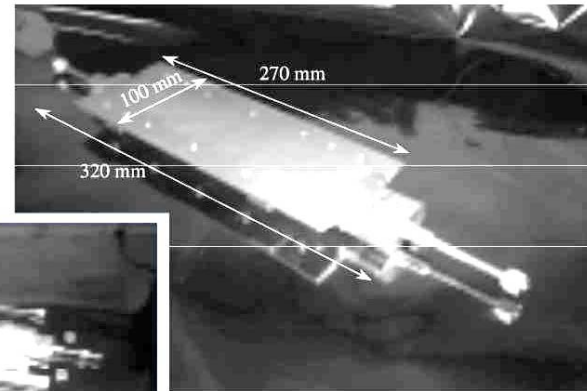
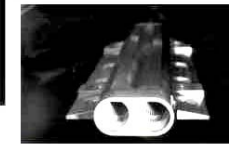
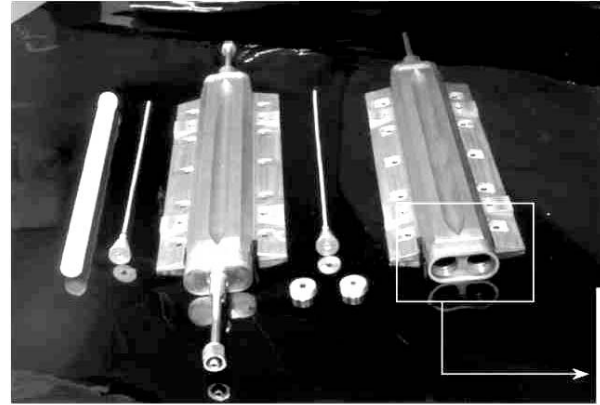
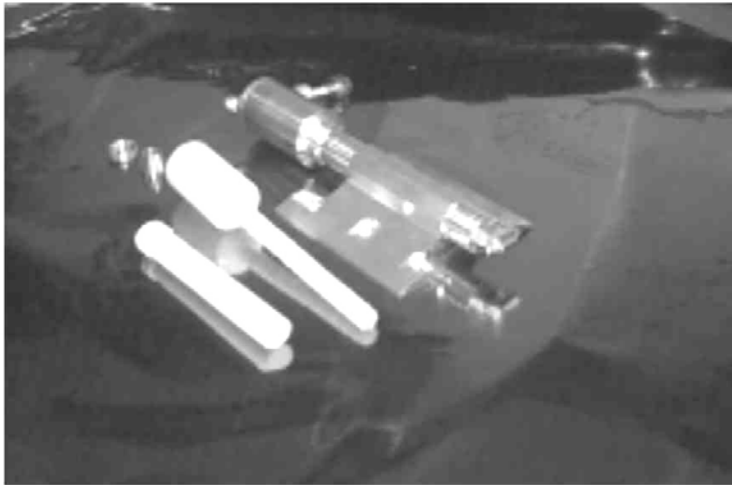
Fonte: web-página do Swales e Thermacore

LHP de alta capacidade



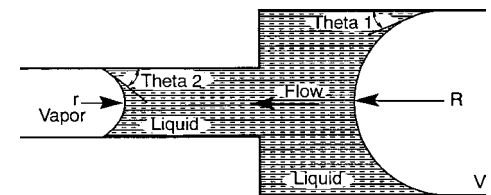
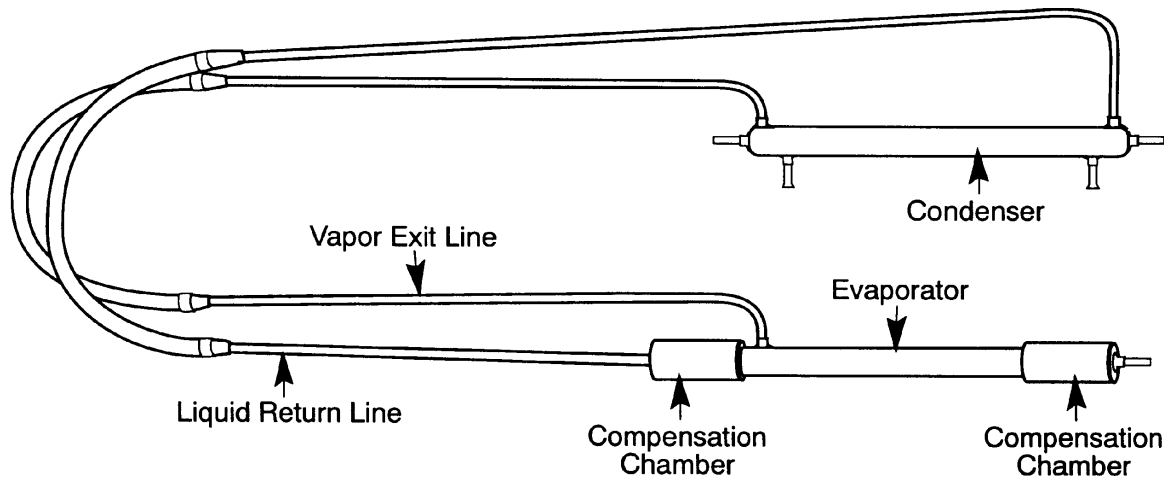
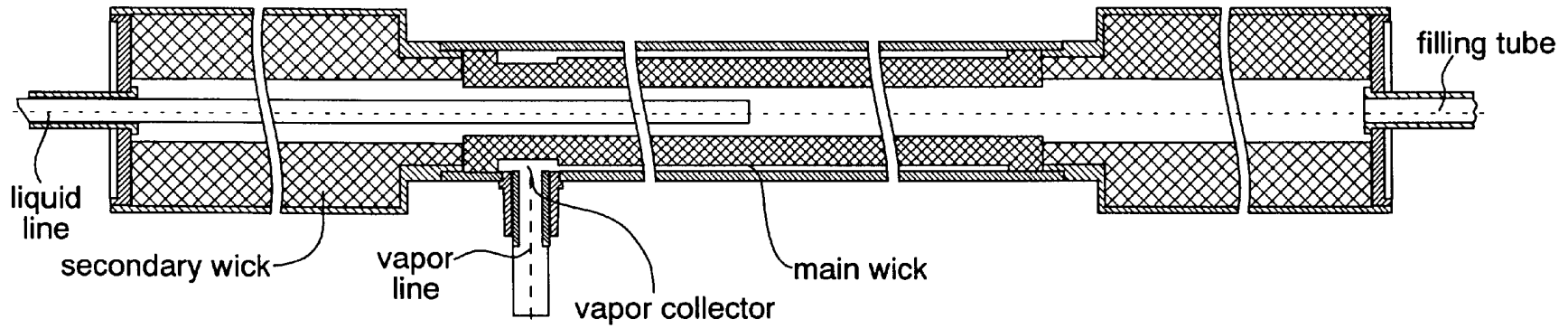
Fonte: web-página do Thermacore

CPL e LHP da Astrium/CNES



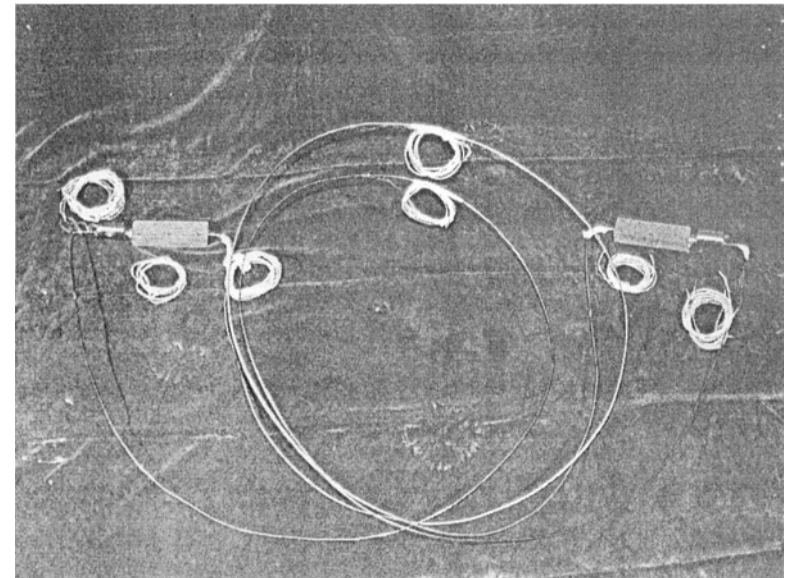
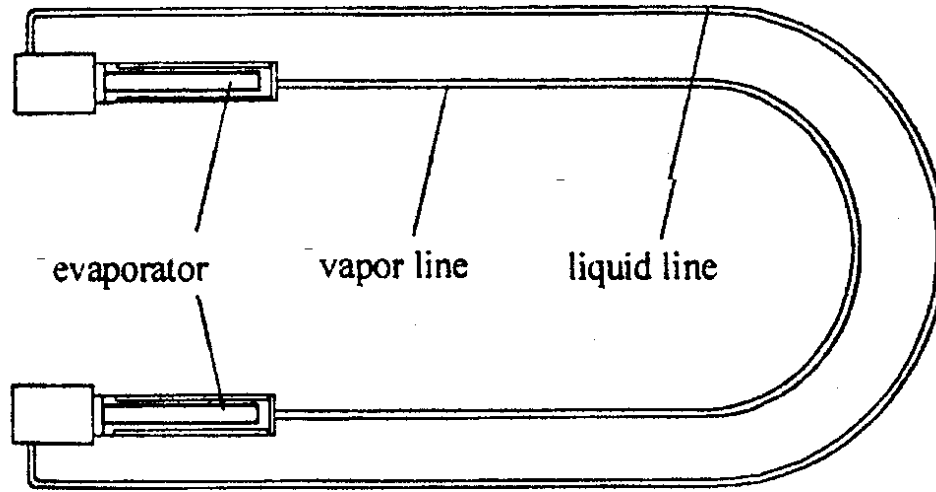
Fonte: 30th ICES, F. Mena, 2000

Evaporador de LHP com 2 reservatórios



Fonte: USA Patent
 No 6.227.288, 2001

LHP Reversível – RLHP



Material: aço inox.

Estrutura porosa: Pó de Ni sintereizado

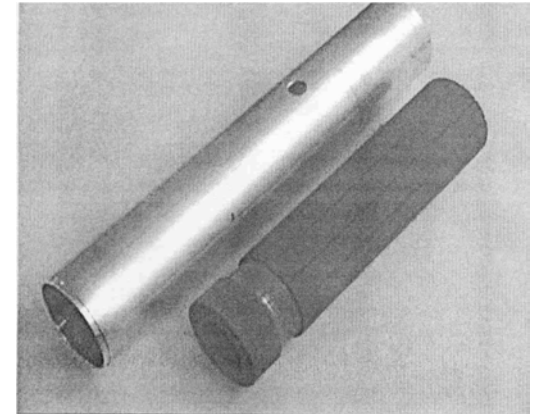
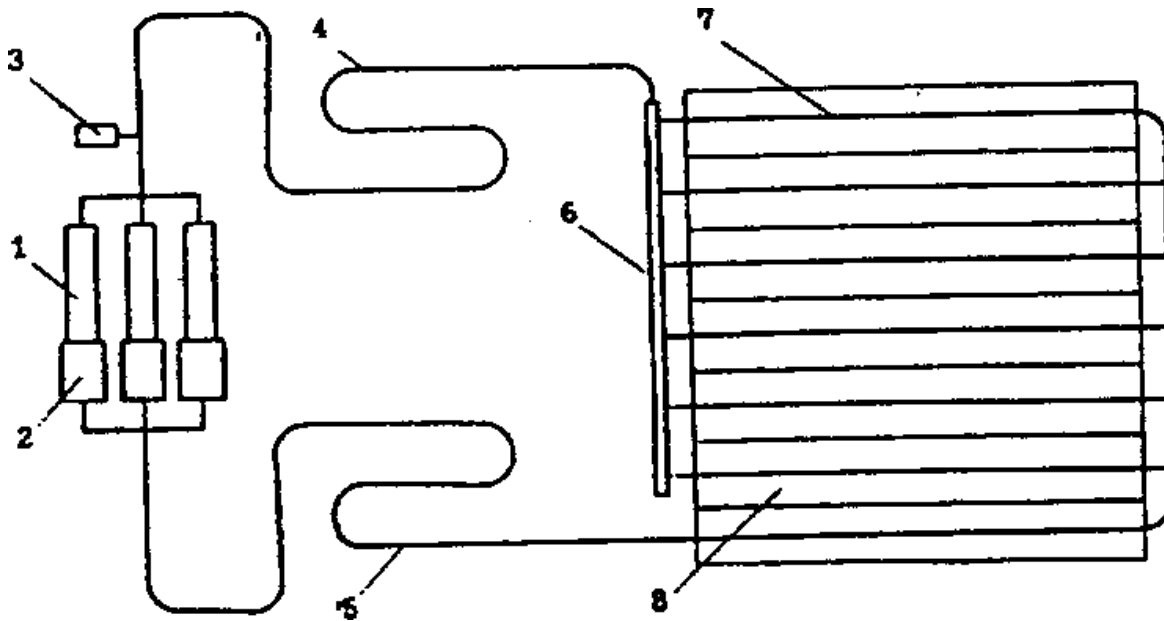
Fluxo de calor: de 20W até 800W

Comprimento das linhas: 2m

Fluido: amônia

Fonte: 12 IHPC, Maydanik, 2002

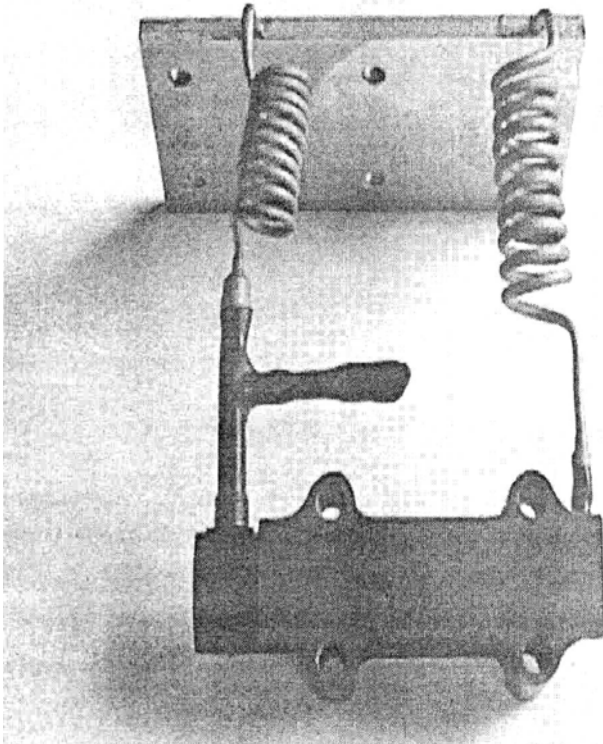
LHPs com 3 evaporadores



Pressão capilar: até 40 kPa
 Fluxo de calor: de 50W até 700W
 Comprimento das linhas: até 5m
 Fluido: amônia, ou propylene ou R11

Fonte: 22th ICES, Y.Maidanik, 1992

MINI-LHP



Material: Aço inox.
Estrutura porosa: Pó de Ti sinterizado
Fluxo de calor: 20 ... 120 W
Comprimento das linhas: até 0.25 m
Fluido: amônia ou acetona

Fonte: 12th IHPC, Maydanik, 2002

MICRO-LHP

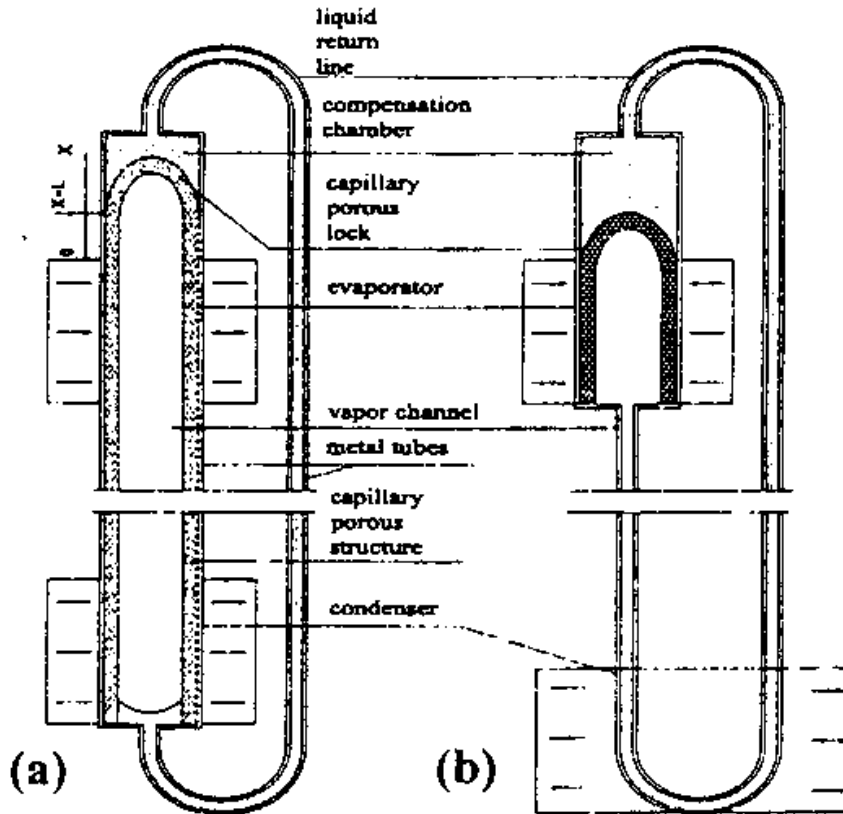
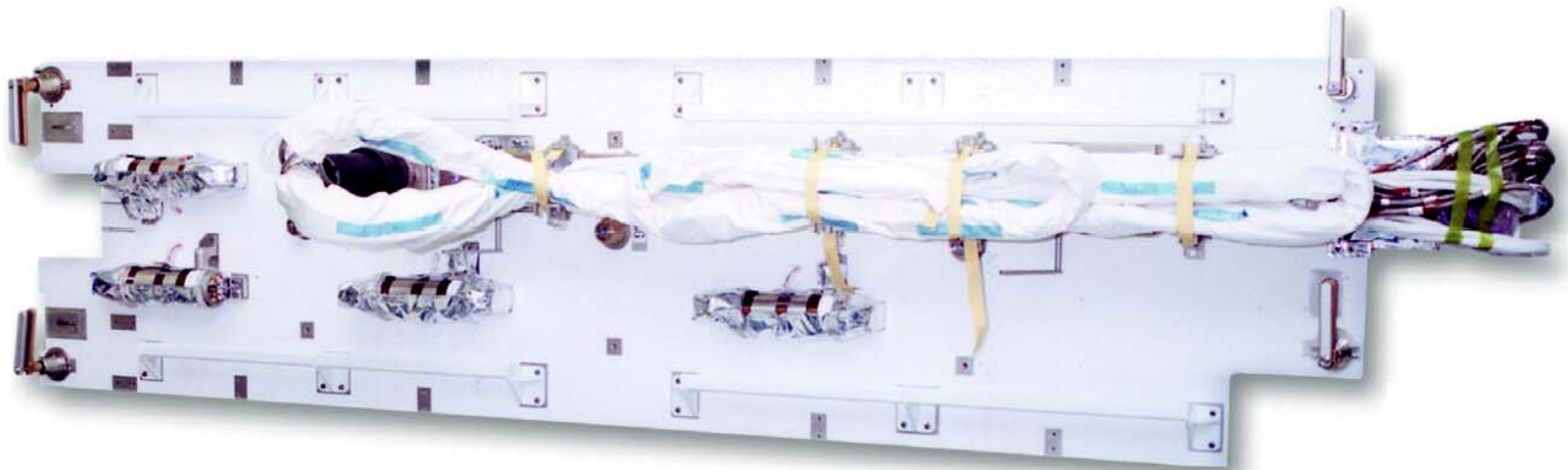


Figure 1:
 (a) copper-water hybrid loop heat pipe with an undersized compensation chamber and
 (b) stainless steel-ammonia hybrid LHP with a nickel wick

Fig.

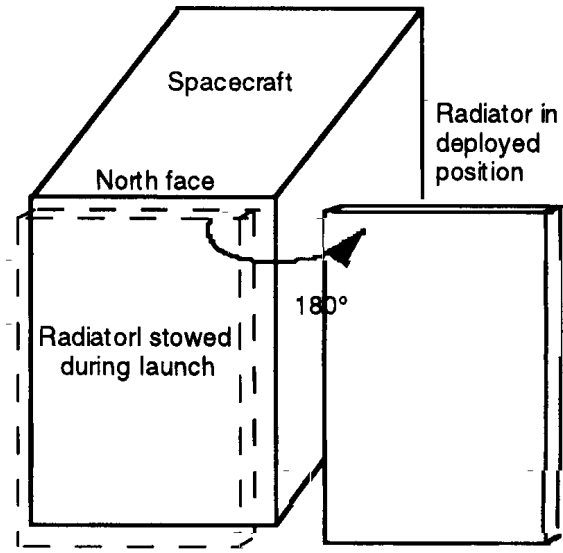
Fonte: Two Phase Technology' 99, D.Khrustalev

Aplicações: Radiador do telescópio espacial Hubble, com 4 CPLs



Fonte: web-página do Swales

Aplicações: “deployable” radiador, Projeto STENTOR



Configuração: LHP + HPs
 Dimensões: 800 x 1400 mm
 Potência dissipada: 150W-600W
 Vida útil: 15 anos
 Temperatura.: -30 °C até +70°C
 Fluido: amônia
 Massa: 13 kg

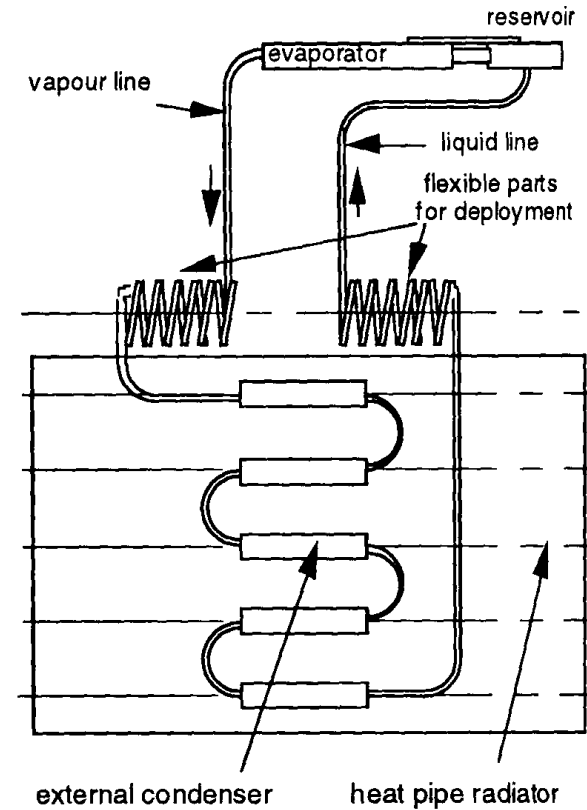


Figure 7 External condenser concept

Fonte: 6th European Symposium on SECS,
 M.Amidieu, Aerospatiale, 1997

Aplicações: TCS do STENTOR

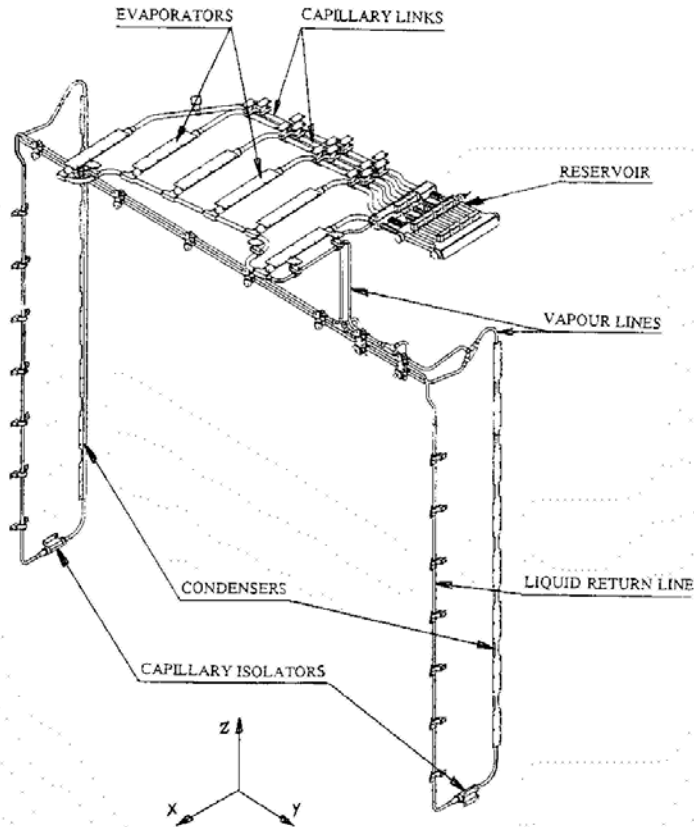


Figure 5 : STENTOR CPL FM mounted on the test rig

CPL de 6 evapor-s e 2 cond-s
Fluxo de calor : 1 KW
Linhas de transporte: ~10m
Vida útil: 15 anos
Massa: 10 kg

Fonte:30th ICES, M.Amidieu, Alcatel/SABCA, 2000

Aplicações: LHP em TCS do modulo Alyona do satélite Granat

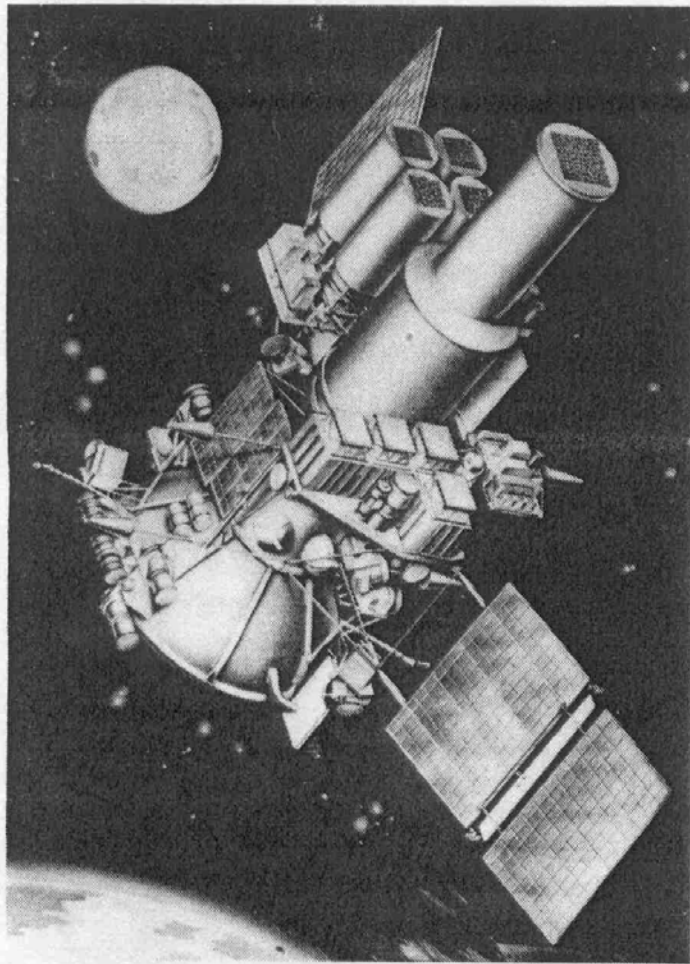
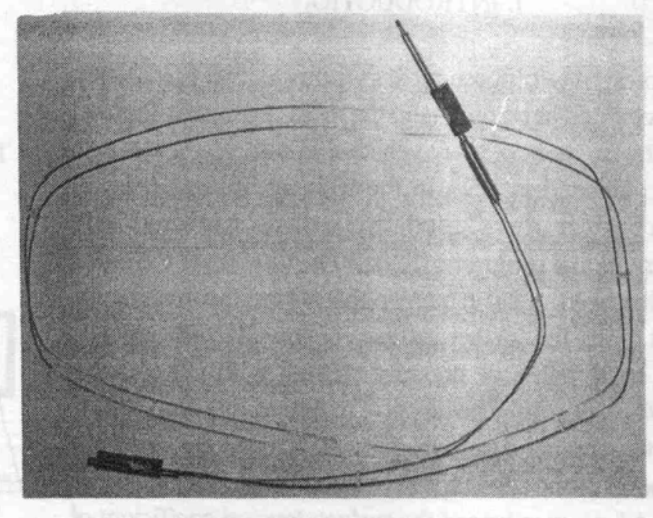


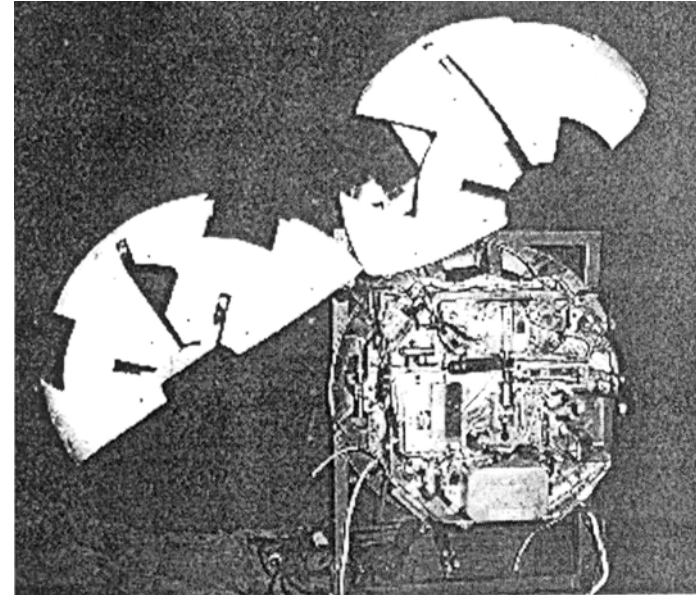
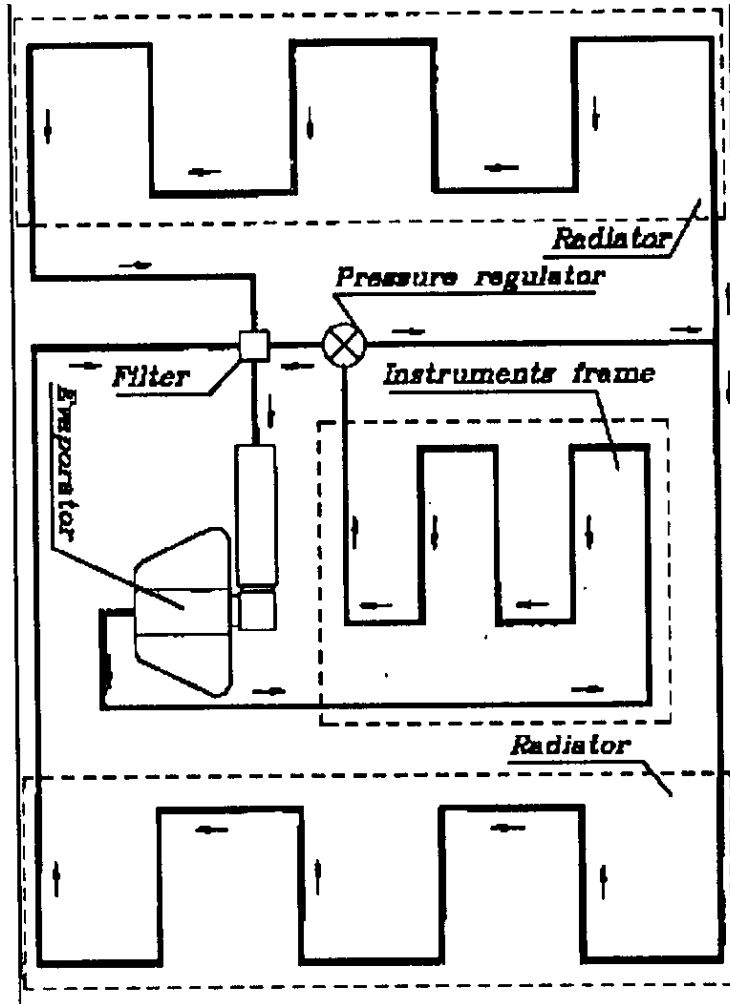
Fig. 8. Space vehicle "Granat"



Fluxo de calor : até 100 W
Linhas de transporte: ~4m
Materiais: Aço inox; Ni sinterizado
Fluido: propene

Fonte:4th European Symp. on SECS, Maydanik, 1991

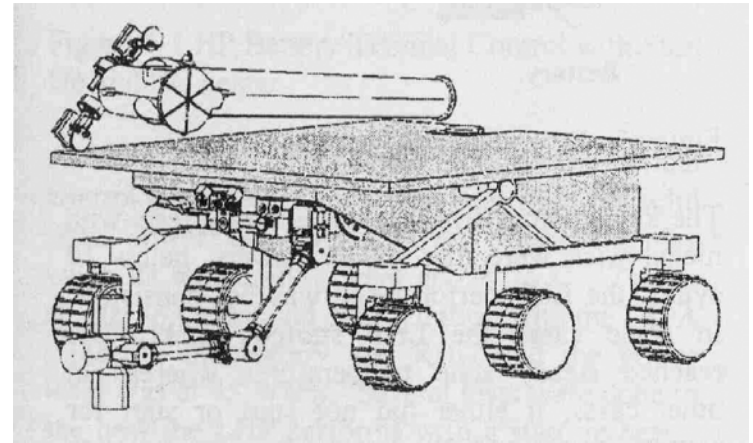
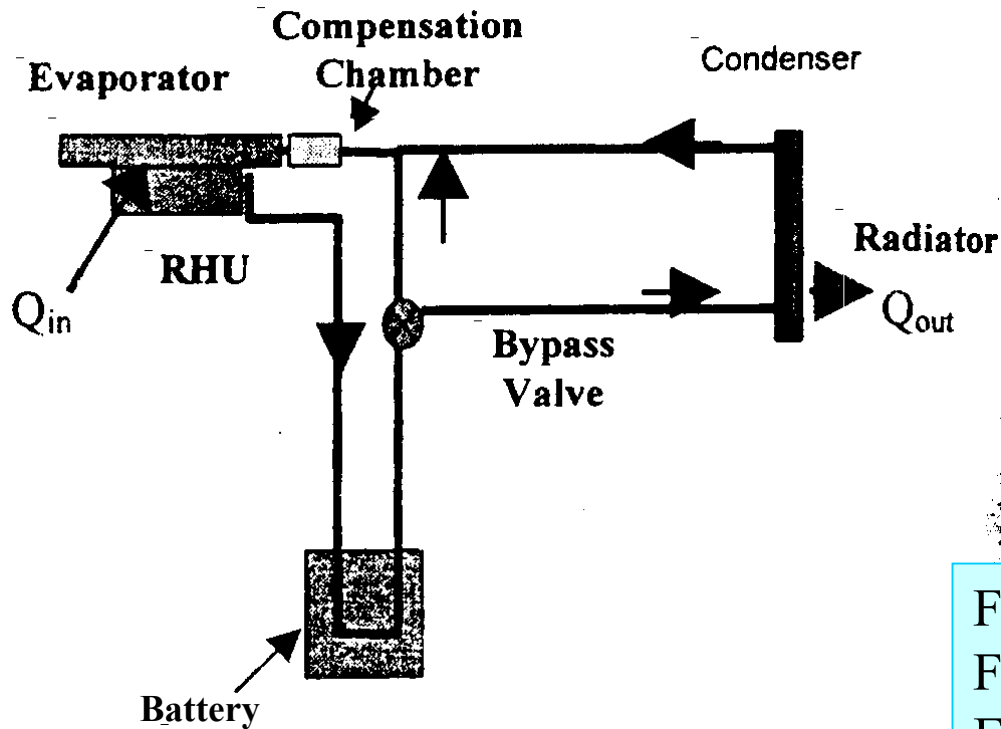
Aplicações: TCS do Estação SmS da Missão MARS96



Fluxo de calor : >100 W
 Diferencia de temperatura: <10 C
 Faixa de T operacional : $-120..+60$ C
 Massa: 0.8 kg

Fonte: 1st Int. Workshop on TPTCT, K.Goncharov, 1996

Aplicações: miniLHP em MARS Rover e Lander



Fluxo de calor : 10 W
Fluido: amônia
Estrutura porosa:
Pó de Ni ou Ti sinterizado

Fonte: 12th IHPC, G.Birur, JPL, 2002