

■ E-MISSION

백서 v1.0 · 2026년 9월

우주 고성능 시스템 병목은 열입니다

궤도 컴퓨팅과 고성능 위성을 위한
무펌프 전개형 히트파이프 냉각 시스템

E-MISSION 팀

Yu, Ph.D. · Lee, Ph.D. · Choi, Ph.D.

KAIST 원자력및양자공학과 출신 열유체 엔지니어

gravityemission.team@gmail.com

요약

발사 비용이 감소하고 지상 데이터센터가 전력, 인허가, 지역 주민 동의, 안보 문제로 제약을 받으면서 연산 설비를 궤도에 올리려는 시도가 시작되었습니다. 그 규모를 정하는 실질적인 병목은 열이지만 현재 전문가가 아니면 인지하지 못하고 있습니다. E-MISSION은 우주의 특성 중 하나인 유지보수의 어려움을 고려하여, 능동 기계장치의 고장 가능성을 최소화하기 위해 펌프 없이 작동하는 전개형 히트파이프 냉각 시스템을 설계하고 있습니다. 이 문서는 10 MW급 우주 데이터센터를 냉각하기 위한 E-MISSION만의 솔루션을 상세히 제공합니다.

13,543 m²

GPU 발열 10 MW(700 W급 GPU 14,256장)를 처리하는 궤도 데이터센터 설계점의 방열 면적입니다. 칩 온도는 65.6 °C로 한계 70 °C 이내입니다. [시뮬레이션](#)

약 740 W/m²

방열 패널 1 m²당 방출 열량으로, 패널 A 749 W/m²와 패널 B 731 W/m²의 평균입니다. 궤도 싱크 200 K, 패널 평균 약 38 °C, 양면 복사 조건이며 면적은 한 면 기준입니다. [시뮬레이션](#)

펌프 0개

2,376개 독립 루프(루프당 4.2 kW)가 모세관력과 상변화만으로 순환하도록 설계했습니다. 루프당 4.2 kW는 문헌상 비행 실적(약 1.7 kW)을 넘는 외삽값으로, 2027년 상반기 kW급 지상 실증을 통해 검증할 예정입니다. [설계값](#)

106 t · 7회

냉각 시스템 질량과 펌프 9급 발사 횟수입니다. 면밀도 5.15 kg/m²와 발사 1회당 탑재량 16.5 t은 자체 가정이며, 서버와 태양전지는 제외했습니다. [설계값](#)

0.77 m² · 5.2 kg

700 W GPU 1장 단독 해석(칩 한계 90 °C, 싱크 200 K)의 방열 면적과 시스템 질량이며, 목표는 0.63 m²·4.2 kg입니다. 칩 한계 70 °C를 적용한 10 MW 설계점은 루프와 구조를 포함하여 GPU 1장당 약 0.95 m²·7.4 kg입니다. [시뮬레이션](#) [목표값](#)

미결 위험 · 검증 항목

증기챔버 내부 온도 강하를 층별로 보수적으로 계산하면 칩 온도가 한계 70 °C를 넘는 72~76 °C까지 상승할 수 있으며, 증기챔버와 증발기 면적을 함께 두 배로 확대하면 보수 가정에서도 68.4 °C로 한계 이내가 됩니다. 이 항목은 2027년 상반기 P3 벤치 측정을 통해 검증할 계획입니다.

TRL 2

E-MISSION 자체 평가 기준입니다. 해석 기반 설계 기준을 확립했으며, 첫 지상 시제품 P1의 부품을 조달하고 있습니다. P1 시험을 통해 TRL 3에 도달하고 2028년 궤도 실증을 수행하는 것을 목표로 합니다.

수치 표기 기준

본 문서의 수치 가운데 E-MISSION 하드웨어로 측정한 값은 아직 없습니다. 설계 수치는 자체 해석 도구와 손계산으로 산출했으며, 단계별 시제품 시험을 통해 검증할 계획입니다. 모든 수치에는 아래 기준에 따라 근거를 표기했습니다.

[외부 자료](#) 공개된 외부 출처(참고문헌에 제목과 링크 수록).

[시뮬레이션](#) E-MISSION 자체 해석 도구로 산출한 결과.

[설계값](#) 설계 선택값 또는 손계산 결과.

[목표값](#) 향후 개발을 통해 달성을 목표로 하는 값.

기본 궤도 조건은 고도 500 km 여명·황혼 태양동기궤도와 수명 말기 등가 싱크 온도 200 K입니다. 이는 이전 자료에서 적용한 150 K보다 보수적인 조건이며, 150 K는 본 문서에서 비교용으로만 제시합니다.

1 궤도 컴퓨팅의 부상

지상 데이터센터 확장은 전력망 연결 지연, 인허가 규제, 지역 주민 반대, 국가 안보 문제, 전시의 물리적 타격 위험 등 복합적인 제약에 직면해 있습니다. 세계 최대 데이터센터 밀집 지역 중 하나인 미국 버지니아 북부의 전력회사는 100 MW가 넘는 대형 데이터센터의 전력망 연결 대기 기간이 기존 3~4년에서 최대 약 7년으로 늘어날 수 있다고 밝혔습니다 [1]. 국내 수도권에서는 2026년 3월까지 접수된 데이터센터 전력계통영향평가 신청 522건 가운데 최종 승인을 받은 사업이 10건, 전체의 1.9%에 그쳤다는 분석이 제시되었습니다 [2]. 인허가 규제도 강화되고 있습니다. 미국 뉴욕주는 2026년 7월 신규 하이퍼스케일 데이터센터에 대한 주(州) 환경 인허가를 최대 1년간 중단했고, 텍사스주는 같은 해 9월 전력망과 용수 점검이 끝날 때까지 데이터센터 관련 인허가 발급을 전면 보류했습니다 [3]. 지역 주민의 동의 확보 역시 주요 제약입니다. 미국에서는 2026년 1분기에만 최소 75건, 약 1,300억 달러 규모의 데이터센터 사업이 지역 반대로 좌초되거나 지연되었습니다 [4]. 국내에서도 2024년 상반기 수도권 데이터센터 인허가 33건 가운데 17건이 전자파와 소음을 우려한 주민 반대, 지자체의 착공 신고 반려 등으로 지연되거나 무산된 것으로 보고되었습니다 [5].

안보 측면에서는 데이터센터를 국가 기반시설로 지정해 보호하려는 움직임도 나타나고 있습니다. 영국 정부는 2024년 9월 데이터센터를 수도·에너지 시설과 같은 국가핵심기반시설(CNI)로 지정하고, 전담팀을 두어 위협 감시와 사고 대응을 지원하기로 했습니다 [6]. 반면 국내 데이터센터는 통합방위법상 국가중요시설과 재난안전법상 국가핵심기반시설 어디에도 포함되지 않아, 국가 차원의 보호 대상에서 제외되어 있다는 지적이 있습니다 [7]. 전시에 데이터센터가 물리적 타격을 받은 사례도 이미 발생했습니다. 2026년 3월 이란의 드론 공격으로 아마존웹서비스(AWS)의 아랍에미리트와 바레인 데이터센터가 구조적 손상과 전력 차단 피해를 입었으며, AWS는 같은 해 9월 바레인 리전에서 사전에 이전하지 못한 데이터는 복구할 수 없다고 밝혔습니다 [8]. 국내에서도 데이터센터 160여 곳 가운데 약 60%가 수도권에 집중되어 있어, 유사시 북한의 자폭드론이나 사이버 공격에 동시에 노출될 수 있다는 우려가 제기되고 있습니다 [9].

이러한 제약에도 연산 인프라 투자는 계속 증가하고 있습니다. 마이크로소프트·알파벳·아마존·메타 4개 사의 설비투자 합계는 2025년 약 4,100억 달러였으며, 2026년에는 각 사 가이드선 상단 기준 약 7,600억 달러로 증가할 전망입니다 [10].

한편 궤도 발사 비용은 크게 감소했습니다. NASA 에임스 연구센터의 분석에 따르면 저궤도까지의 kg당 발사 비용은 우주왕복선 약 54,500달러에서 팰컨 9 약 2,720달러로, 약 20분의 1 수준으로 감소했습니다 [11]. Starcloud는 2025년 11월 NVIDIA H100 GPU 1장을 탑재한 약 60 kg 위성을 발사하여, 궤도에서 소형 언어모델을 학습시키고 구동했다고 발표했습니다 [12]. Google은 Project Suncatcher 연구에서 발사 가격이 2030년대 중반 kg당 200달러 미만으로 감소하면 궤도 데이터센터의 발사·운영 비용이 지상 데이터센터의 에너지 비용과 kW당 연간 기준으로 비슷한 수준이 될 수 있다고 분석했습니다 [13]. 이 분석이 총비용의 동등성을 의미하지는 않지만, 발사 비용 감소에 따라 지상 데이터센터와의 비용 격차가 축소된다는 점을 보여 줍니다. Google은 2026년 9월, Planet과 공동 개발한 첫 시제품 위성을 SpaceX 라이드셰어로 발사할 계획이라고 밝혔습니다 [14].

대용량 방열 수요는 연산 분야에 국한되지 않습니다. NASA는 2030년 달 표면 원자로(Lunar Reactor-1) 착륙을 계획하고 있고 [15], 2026년 4월 백악관 우주 원자력 이니셔티브는 방열 시스템 설계를 주요 기술 과제로 제시했습니다 [16]. 현재 운용 중인 대표적인 대형 방열 시스템은 국제우주정거장(ISS)의 외부 능동 열제어 시스템으로, 서로 독립된 암모니아 펌프 루프 두 개(루프당 35 kW)를 통해 최대 70 kW를 방출하도록 설계되었습니다 [17]. 궤도 데이터센터는 이보다 수십~수백 배 많은 열을 처리해야 합니다. Starcloud도 백서를 통해 기가와트급 폐열 방출을 위한 경량 전개형 대면적 방열판을 개발 중이라고 밝혔습니다 [18].

핵심 병목: 열 방출

궤도 데이터센터에 대한 긍정적 전망과 회의적 시각은 모두 같은 문제를 지적합니다. 전력은 태양광으로 확보할 수 있지만, 그 전력에서 발생한 열은 반드시 방출해야 합니다. 지상에서는 공기와 물이 열을 제거하지만, 진공에서는 복사가 유일한 방열

수단입니다. 복사로 방출할 수 있는 열량은 면적과 온도로 결정되고, 면적은 질량으로, 질량은 발사 횟수로 이어집니다. E-MISSION은 동일한 열을 더 작고 가벼운 냉각 시스템으로 방출하는 것을 목표로 합니다.

2 연산 전력과 발열

GPU에 공급된 전력은 연산 과정에서 거의 전부 열로 전환됩니다. 700 W GPU 한 장은 700 W의 열을 방출해야 하며, 소비 전력이 증가하면 발열도 그만큼 증가합니다. 수백 W급 고성능 위성부터 GPU 한 장의 700 W, 수백 kW급 연산 클러스터, MW급 궤도 데이터센터까지 동일한 물리 법칙이 적용됩니다.

진공에는 대류가 존재하지 않으며, 전도는 열을 우주선 내부에서 이동시킬 수는 있으나 우주로 방출하지는 못합니다. 따라서 우주에서는 방열 시스템이 열제어의 핵심이며, 그 크기와 질량이 궤도에 올릴 수 있는 연산량의 상한을 결정합니다.

3 우주 방열의 물리

방열 패널이 우주로 방출하는 순 열유속은 슈테판·볼츠만 법칙으로 결정됩니다. 양면이 모두 복사하는 패널의 경우, 한 면 면적 기준 열유속은 다음과 같습니다.

$$q = 2 \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot (T^4 - T_s^4) \cdot \eta$$

ε 는 표면 방사율(0.85), σ 는 슈테판·볼츠만 상수($5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$), T 는 패널 온도, T_s 는 궤도의 등가 싱크 온도, η 는 패널 온도의 균일도를 나타내는 핀 효율입니다. 10 MW 설계점의 패널 온도 38.4 °C(311.6 K)와 싱크 온도 200 K를 적용하면 이론값은 754 W/m²이며, 패널 내부 열확산을 반영한 η 0.993을 곱하면 약 749 W/m²입니다. [시뮬레이션](#)

설계 기준 싱크 온도

저궤도의 방열 패널은 차가운 우주 공간뿐 아니라 지구의 적외선 복사와 반사광에도 노출됩니다. 고도 500 km에서 시야 인자를 적분하면 등가 싱크 온도는 수명 초기 약 189 K, 코팅이 열화된 수명 말기 약 200 K입니다. E-MISSION은 모든 핵심 수치에 200 K를 적용합니다. 이전 자료에서 적용한 150 K는 이 고도에서 어떤 자세로도 도달하기 어려운 낙관 가정입니다.

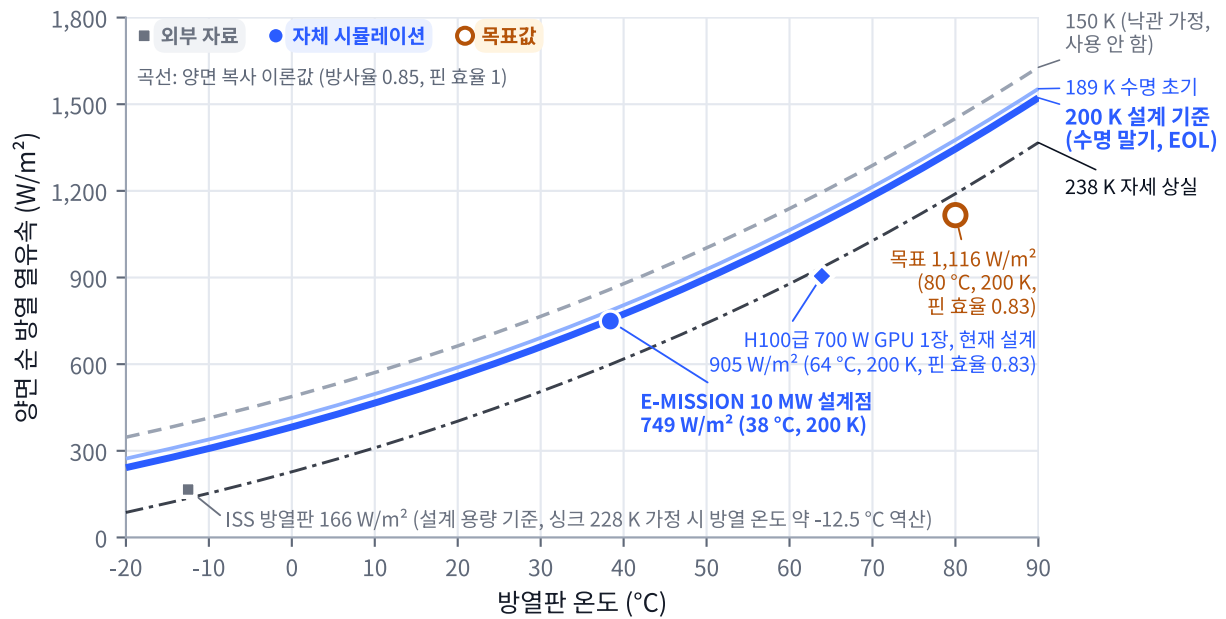


그림 1. 양면 순 복사 열유속은 방열 패널 절대온도의 네제곱에 따라 급격히 증가하며, 굵은 파란 곡선은 설계 기준인 수명 말기 싱크 200 K를 나타냅니다. ISS 방열판은 설계 용량 기준 약 166 W/m²(역산 방열 온도 약 -12.5 °C)이고, E-MISSION 10 MW 설계점의 패널 A는 시뮬레이션 기준 38.4 °C에서 약 749 W/m²로 ISS 대비 약 4.5배입니다.

근거: 자체 자료 [19], [21], ISS는 [17]. 곡선은 $q = 2 \cdot \epsilon \cdot \sigma \cdot (T^4 - T_{\text{싱크}}^4)$, 방사율 0.85, 핀 효율 1. 설계 기준 싱크 200 K(수명 말기, 여명·황혼 태양동기궤도 500 km), 189 K(수명 초기)와 238 K(자세 상실)는 비교용, 150 K는 적용하지 않는 낙관 가정. H100급 점과 목표는 칩 한계 90 °C에서 칩~증발기 온도 강하 26.1 K(현재 해석)와 10 K(목표)를 뺀 포화온도 63.9 °C와 80 °C, 핀 효율 0.83 기준. ISS는 NASA 설계 총량 70 kW를 방열기 ORU 6기로 나눈 평균 11.67 kW와 문헌상 ORU 면적 70.3 m²로 계산했고, 방열 온도는 싱크 228 K, 핀 효율 0.90을 가정해 역산.

평판 확대의 한계

가장 단순한 방열 방식은 칩에 금속판을 부착하는 것입니다. 이 경우 열은 판 내부에서 전도로만 확산되며, 확산되는 동안 표면에서 복사로 방출됩니다. 두께 12 mm 알루미늄판에서 열이 확산될 수 있는 특성 거리는 약 0.34 m입니다(판 온도 80 °C 기준, $\lambda = \sqrt{(kt / 2h)}$, $h = 4\epsilon\sigma T^3 \approx 8.5 \text{ W/m}^2\text{K}$). 이 거리를 넘어서는 영역은 거의 차가운 상태로 남아 질량만 증가시킵니다. 해석 결과, 두께 12 mm 알루미늄판은 면적을 확대해도 700 W GPU 한 장의 칩 부착부 온도를 90 °C 이하로 낮추지 못하며, 약 114 °C에서 수렴합니다. 시뮬레이션

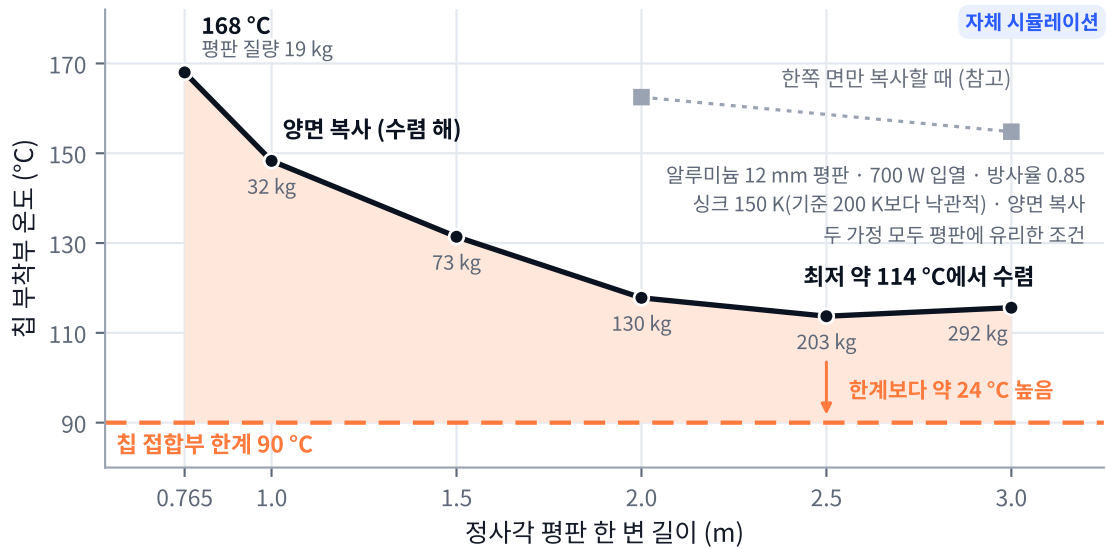


그림 2. 700 W가 입열되는 12 mm 알루미늄 평판의 칩 부착부 온도는 한 변 2.5 m(약 203 kg)에서 약 114 °C로 가장 낮습니다. 3 m(약 292 kg)로 확대해도 약 116 °C로 더 낮아지지 않으며, 90 °C 한계보다 약 24 °C 높은 상태가 유지됩니다. 이 결과는 싱크 150 K, 양면 복사 등 평판에 유리한 가정을 적용한 것이며, 한쪽 면만 복사하면 온도는 약 40 °C 더 상승합니다.

근거: 자체 자료 [21], 2차원 평판 전도·복사 해석. 가정: 알루미늄 k 167 W/mK, 두께 12 mm(면밀도 32.4 kg/m²), 방사율 0.85, 싱크 150 K(본문 기준 200 K보다 평판에 유리), 양면 복사, 칩 한계 90 °C, 102 × 165 mm 입열 면, 격자 불확도 약 ±5%.

온도와 면적의 관계

복사량은 온도의 네제곱에 비례하므로, 칩에서 패널까지의 열전달 경로에서 발생하는 온도 강하 1 K는 모두 방열 면적 증가로 이어집니다. 칩 온도 한계가 정해진 상태에서는 열전달 경로의 온도 강하가 클수록 패널 온도가 낮아지고, 패널 온도가 낮을수록 더 넓은 면적이 필요합니다. 10 MW 설계점에서 칩 온도 1 K는 패널 면적 약 1.55%, 질량 약 1 t에 해당합니다.

설계값 따라서 본 설계는 패널 크기를 확대하는 대신, 칩에서 패널 끝단까지의 온도 손실을 최소화하며 열을 수송하는 데 중점을 둡니다.

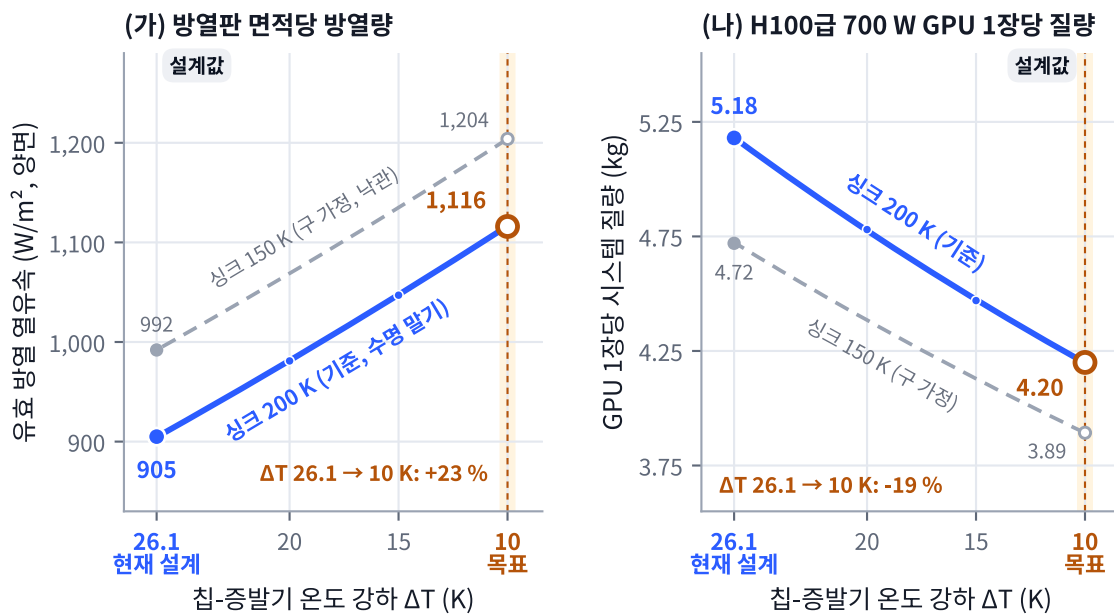


그림 3. 단일 GPU 해석에서 칩부터 증발기까지의 온도 강하 ΔT를 현재 26.1 K에서 목표 10 K로 감소시키면, 싱크 200 K 기준 방열 패널 유효 열유속은 905에서 1,116 W/m²로 23% 증가하고 H100급 700 W GPU 1장당 시스템 질량은 5.18에서 4.20 kg으로 19% 감소합니다. 회색 점선은 과거의 낙관적 150 K 싱크 가정으로, 경향은 같으나 성능을 과대평가합니다.

근거: 자체 자료 [21]. 가정: 싱크 200 K, 방사율 0.85, 핀 효율 0.83, 양면 방열, 칩 한계 90 °C(포화온도 = 90 °C - ΔT), 패널 면밀도 5.15 kg/m² × 시스템 계수 1.3(미실측 가정), GPU 발열 700 W.

4 설계 원칙

- 1 **펌프 없이 순환합니다.** 유지보수가 어려운 궤도 환경을 고려하여 운전 중 작동하는 펌프 등 능동 기계장치를 사용하지 않도록 설계했습니다. 칩 측에서는 모세관 워킹 기반의 루프 히트파이프가, 패널 내부에서는 맥동 히트파이프가 열을 수송하며, 전개가 완료된 후에는 운전 중 구동 부품이 없습니다.
- 2 **패널 전면을 방열에 활용합니다.** 패널 내부에서 열을 먼 전체로 확산시켜 거의 균일한 온도로 복사하도록 설계했습니다. 패널 유효 열전도도를 10,000 W/mK로 가정한 해석에서, 한 루프에 직렬로 연결된 두 패널의 평균 온도차는 약 1.5 K입니다. 이 가정값은 P1·P2 시험에서 측정하여 검증할 계획입니다.
- 3 **독립 루프로 고장 영향을 국한합니다.** 10 MW를 2,376개 루프로 분할하여, 루프 하나가 고장 나더라도 손실은 전체의 0.04%인 4.2 kW로 제한됩니다.
- 4 **접힌 상태로 발사하고 궤도에서 전개합니다.** 발사체 페어링의 부피 제약을 고려하여 접힌 상태로 수납하고, 필요한 방열 면적은 궤도에서 전개를 통해 확보합니다.
- 5 **모든 가정에 검증 시험을 연계합니다.** 7장의 각 가정에 대해 이를 검증할 시제품 측정 항목을 지정했습니다.

5 시스템 구조

E-MISSION 냉각 시스템은 GPU 칩에서 우주까지의 열 경로 전체를 다룹니다. 열은 GPU 칩에서 증기챔버로 확산된 뒤, 루프 히트파이프 증발기의 모세관 워킹에서 작동유체(암모니아)를 증발시킵니다. 증기는 증기관을 통해 방열 패널로 이동한 뒤 패널 내부 응축 채널에서 응축되며 열을 전달합니다. 이 열은 패널에 내장된 맥동 히트파이프(PHP)가 먼 전체로 확산시켜 적외선으로 방출합니다. 응축액은 과냉각부를 거쳐 보상실로 돌아오고, 워킹 모세관력에 의해 다시 증발기로 공급됩니다. 전체 경로에 기계식 펌프는 사용하지 않습니다. 가장 먼 루프의 배관 손실을 포함한 모세관 여유는 6.3절에 제시합니다.

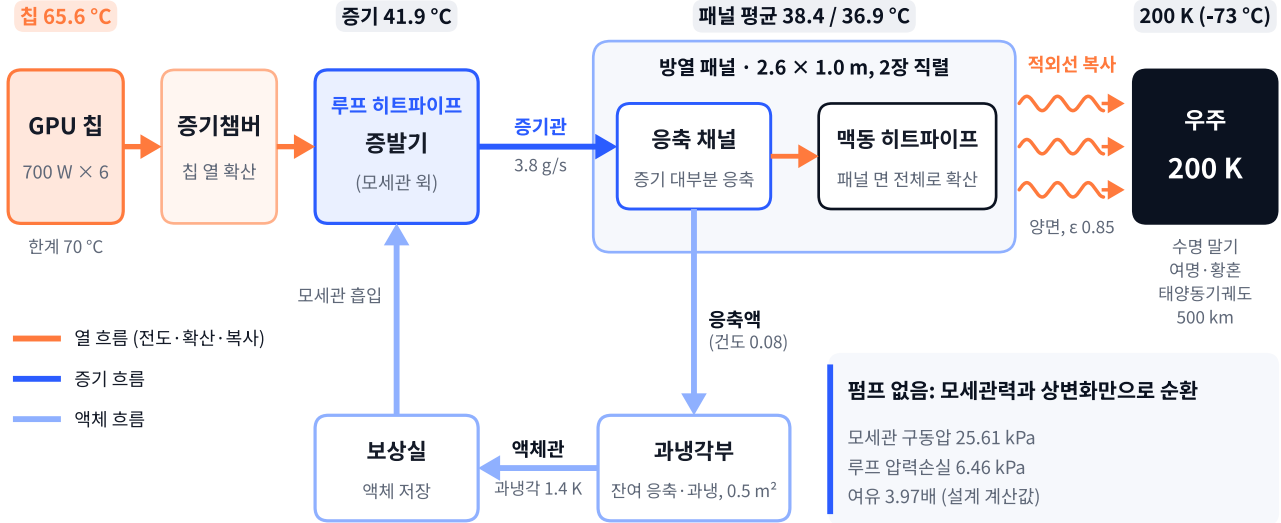


그림 4. 루프 1개(4.2 kW) 기준으로, GPU 칩의 열은 증기챔버와 루프 히트파이프 증발기를 거쳐 증기 형태로 방열 패널에 전달되고, 패널 내부의 맥동 히트파이프가 열을 면 전체로 확산시켜 등가 싱크 200 K의 우주 공간으로 복사합니다. 설계 온도는 칩 65.6 °C, 증기 41.9 °C, 패널 평균 38.4 / 36.9 °C 순으로 낮아집니다. 패널 출구 흐름에는 소량의 증기가 남아 있어(건도 0.08) 과냉각부에서 잔여 응축과 과냉을 완료하며, 이 액체는 펌프 없이 모세관력과 상변화만으로 보상실을 거쳐 증발기로 돌아옵니다.

근거: 자체 자료 [19]. 싱크 200 K(-73 °C, 수명 말기, 여명·황혼 태양동기궤도 500 km), 방사율 0.85, 2.6 × 1.0 m 패널 2장 직렬 양면 복사, 칩 한계 70 °C(칩 온도에 증기챔버 온도 강하 1.31 K, 집중 근사 포함), 맥동 히트파이프 유효 열전도도 10,000 W/mK 가정. 모두 해석 계산값.

공개 범위

일부 핵심 구조는 출원 중인 지식재산이므로, 본 문서에서는 시스템 수준으로만 기술합니다.

6 설계 결과

6.1 GPU 한 장과 200 kW 클러스터

동일한 700 W GPU 한 장을 여러 방식으로 냉각할 때 필요한 방열 면적과 질량을 비교했습니다. 공정한 비교를 위해 행마다 싱크 조건을 명시했습니다.

구성	조건	면적 (m²)	질량 (kg)	판정
12 mm 알루미늄 전도판(최저 온도 조건, 한 번 2.5 m)	150 K, 양면	6.25	203	최저 114 °C, 90 °C 달성 불가 시뮬레이션
ISS 방열판, 설계 용량 기준	ISS 궤도	4.22	67	166 W/m², 저온 운전, 계산 설계값
ISS형 패널을 같은 온도(80 °C)로 환산	200 K	0.58	9.2	계산 설계값
E-MISSION 현재 설계 단일 GPU, 칩 한계 90 °C	200 K	0.77	5.2	905 W/m² 시뮬레이션
E-MISSION 목표	200 K	0.63	4.2	1,116 W/m² 목표값

E-MISSION 질량은 패널 면밀도 5.15 kg/m^2 (미실측 가정)에 전개 구조 등을 반영한 계수 1.3을 곱한 시스템 값입니다. ISS 행은 NASA 설계 총량 70 kW를 방열기 ORU 6기로 나눈 평균 11.67 kW [17]와 문헌상 ORU 면적 70.3 m^2 , 질량 $1,122 \text{ kg}$ (2차 출처, 1차 자료 미확인)을 바탕으로 E-MISSION이 계산한 값입니다.

이 비교에서 확인할 수 있는 결과는 두 가지입니다. 첫째, 금속판만으로는 GPU 한 장도 냉각할 수 없습니다. 둘째, ISS형 패널을 같은 온도에서 운전한다고 가정하면 필요 면적은 E-MISSION 설계와 비슷하거나 다소 작습니다. E-MISSION이 확보하려는 차별점은 면적당 질량과 운전 온도입니다. 펌프 루프 없이 칩에서 패널까지의 온도 손실을 최소화하여 패널을 높은 온도로 운전하고, 같은 면적을 더 가벼운 패널로 구현하는 것을 목표로 합니다.

단일 GPU 해석(칩 한계 90°C)에서 칩부터 증발기까지의 온도 강하는 26.1 K 이고, 10 MW 설계점(6.3절의 설계점 F, 칩 한계 70°C)에서는 23.7 K 입니다. 목표값은 이 온도 강하를 10 K 까지 감소시키는 것을 전제로 합니다. 두 해석은 칩 한계가 달라 GPU당 면적에도 차이가 있으며, 설계점 F에서는 GPU 1장당 약 0.95 m^2 입니다.

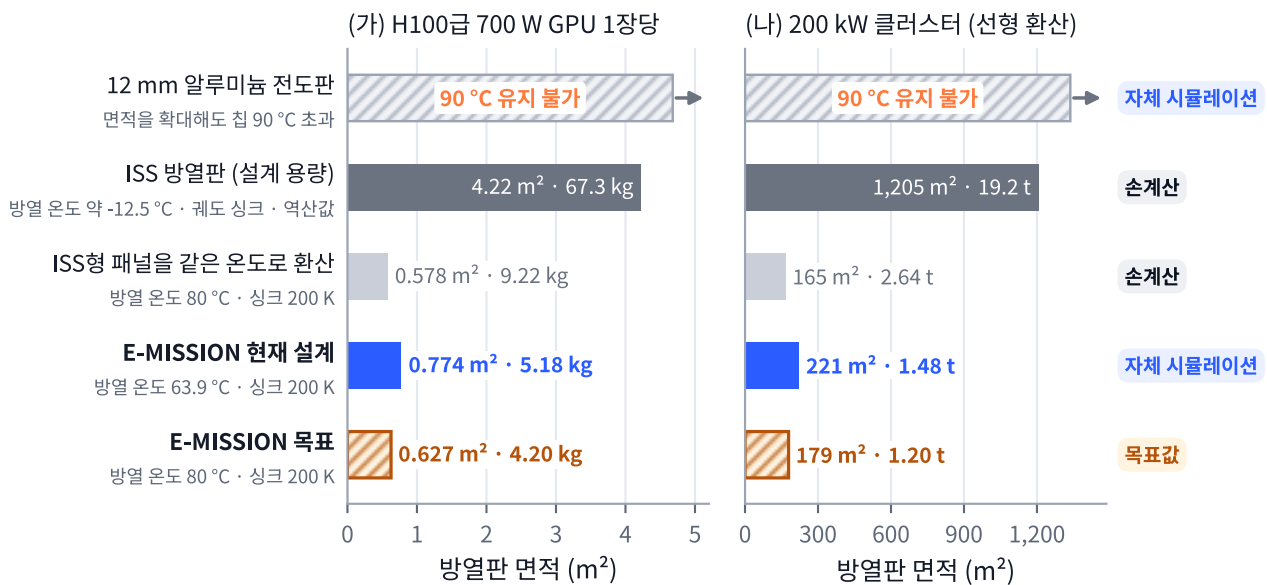


그림 5. 12 mm 알루미늄 전도판은 면적을 확대해도 칩 온도 90°C 를 유지할 수 없습니다. ISS형 패널을 같은 80°C 로 환산하면, E-MISSION의 면적은 ISS형 패널 대비 목표 기준 1.1배, 현재 해석(63.9°C) 기준 1.3배입니다. 반면 면밀도 가정(패널 5.15 kg/m^2 , 미실측)이 유효하다면 ISS형 패널의 질량은 E-MISSION 현재 설계의 약 1.8배, 목표의 약 2.2배입니다. ISS 방열판 행은 설계 용량 기준으로 계산한 저온 운전 값입니다.

근거: 자체 자료 [21], ISS는 [17]와 문헌값. 싱크 200 K , 방사율 0.85, 양면 방열(면적은 한 면 기준), 핀 효율 E-MISSION 0.83·ISS형 0.90, 칩 한계 90°C (단일 GPU 해석), 면밀도 E-MISSION 6.7 kg/m^2 (패널 $5.15 \times$ 전개 구조 1.3, 미실측 가정)·ISS 약 16 kg/m^2 (ORU 질량 $1,122 \text{ kg}$ 은 2차 출처). ISS 행은 설계 용량 70 kW 를 ORU 6기로 나눈 값을 기준으로 E-MISSION이 계산한 값이며, 200 kW 는 700 W 기준으로 선형 환산했습니다. 12 mm 전도판 판정은 싱크 150 K 해석 기준이며, 200 K 에서는 더 불리합니다.

6.2 위성급 사례: 동일 방열판에서의 칩 온도 저감

E-MISSION의 첫 목표 시장은 고성능 위성입니다. 60 W 급 엣지 AI 모듈을 한 번 384 mm 방열판에 탑재하고, 동일한 판에서 열 수송 경로만 변경하여 해석을 통해 비교했습니다. 고체 전도 경로 대신 맥동 히트파이프를 통해 열을 판 전체로 확산시키면, 같은 판에서 더 많은 열을 방출하거나 같은 방열에서 칩 온도를 더 낮게 유지할 수 있습니다.

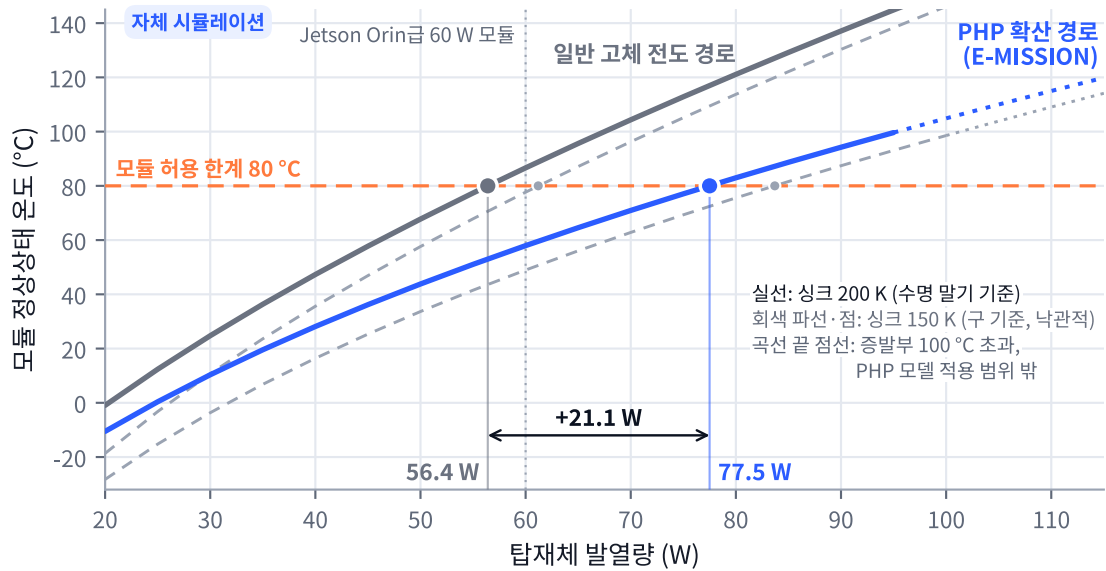


그림 6. 동일한 384 × 384 mm 방열판과 싱크 200 K 조건에서 PHP 경로의 수송 전도도를 7.5 W/K(고체 전도 경로 1.836 W/K)로 가정한 시뮬레이션입니다. PHP 확산 경로는 모듈을 80 °C 이하로 유지하면서 최대 77.5 W를 방출하여, 전도 경로(56.4 W)의 약 1.37배를 처리합니다. Jetson Orin급 60 W 모듈 조건에서 전도 경로는 약 87 °C로 80 °C 한계를 초과하지만, PHP 경로는 약 58 °C를 유지합니다.

근거: 자체 자료 [22], 과도 열해석을 정상상태까지 계산. 싱크 200 K(150 K는 회색 비교용), 일식·태양·지구 적외선 부하 없음, 방사율 0.85, 한쪽 면 복사, 두 경로 모두 384 × 384 × 10 mm 알루미늄 판(비행 질량 아님), 모듈 한계 80 °C(모듈 노드 온도), 수송 전도도는 부하와 무관한 고정 가정값. 측정값 아님.

6.3 10 MW 궤도 데이터센터 설계점

대규모 시스템에서도 동일한 구조가 성립하는지 확인하기 위해, 700 W급 GPU 14,256장(약 10 MW)을 위한 궤도 데이터센터 냉각 시스템을 설계했습니다. 이 설계점을 F로 지칭합니다.

항목	값	근거
처리 열량	9.98 MW (GPU 발열만)	설계값
독립 루프	2,376개 × 4.2 kW, 루프당 GPU 6장	설계값
방열 패널	4,752장, 2.6 × 1.0 m, 루프당 2장 직렬, 양면 복사, ε 0.85	설계값
방열 면적	패널 12,355 m ² + 과냉각부 1,188 m ² = 13,543 m ²	시뮬레이션
케도 환경	등가 싱크 200 K (수명 말기), 수명 초기 189 K	시뮬레이션
칩 접합부 온도	65.6 °C (한계 70 °C)	시뮬레이션
증기 / 패널 A / 패널 B	41.9 / 38.4 / 36.9 °C	시뮬레이션
패널당 방열량	1,948 W + 1,901 W, 과냉각부 361 W	시뮬레이션
유량	루프당 암모니아 3.81 g/s	시뮬레이션
모세관 여유	모세관 구동압 25.6 kPa 대비 루프 압력 손실 6.46 kPa, 약 4배(모델 값 3.97배). 가장 먼 루프 (연결 배관 포함) 1.91배	시뮬레이션
냉각 시스템 질량	패널 69.75 + 루프 하드웨어 22.57 + 구조 13.85 = 106.17 t	설계값
발사	팰컨 9급 7회 (회당 16.5 t, 자체 가정. 케도별 투입 성능과 페어링 부피는 미반영)	설계값

서버, 전력 변환, 태양전지(약 32,000 m²), 자세제어를 제외한 냉각 시스템 단독 값입니다.

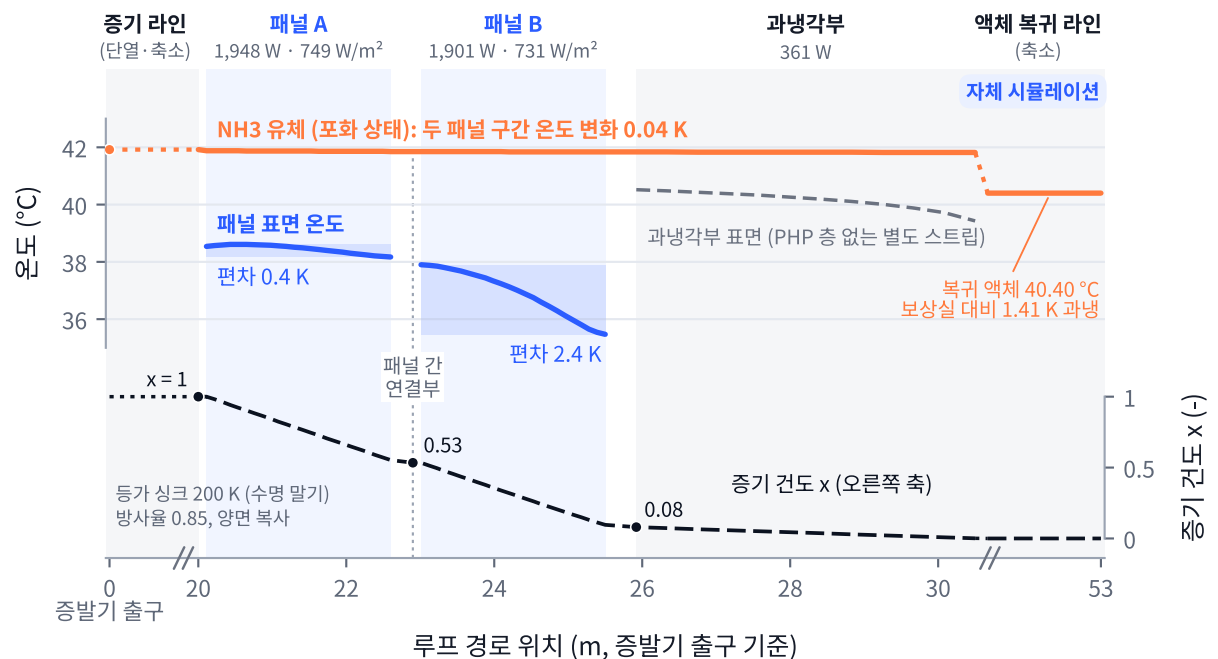


그림 7. 10 MW 설계점 F의 냉각 루프 하나를 따라 계산한 시뮬레이션 결과입니다. 암모니아는 두 방열 패널과 과냉각부를 지나는 동안 포화 상태로 41.9 °C 부근을 유지합니다(두 패널 구간 변화 0.04 K). 패널 유효 열전도도 10,000 W/mK 가정(미검증)에서 패널 표면은 패널 A 0.4 K, 패널 B 2.4 K 범위 내에서 거의 등온입니다. 두 패널은 평면 면적 m²당 749 W와 731 W를 방출하며, 증기 건도는 1에서 0.53, 0.08을 거쳐 과냉각부에서 0이 됩니다.

근거: 자체 자료 [19]. 싱크 200 K, 방사율 0.85, 양면 복사(열유속은 평면 면적 한 면 기준), 패널 맥동 히트파이프(PHP) 면내 유효 열전도도 10,000 W/mK(미검증 가정, 패널 등온성의 전제), 칩 한계 70 °C(설계 칩 65.6 °C). 모두 시뮬레이션 추정값.

증발기에서 나온 증기는 두 패널을 지나며 단계적으로 응축되고, 두 패널의 평균 온도는 38.4 °C와 36.9 °C로 거의 같습니다. 이 균일성과 앞의 식에서 0.99를 넘는 η 값은 모두 패널 유효 열전도도 10,000 W/mK 가정(미검증)을 전제로 하며, 이 값은 P1과 P2 시험에서 우선 측정할 계획입니다.

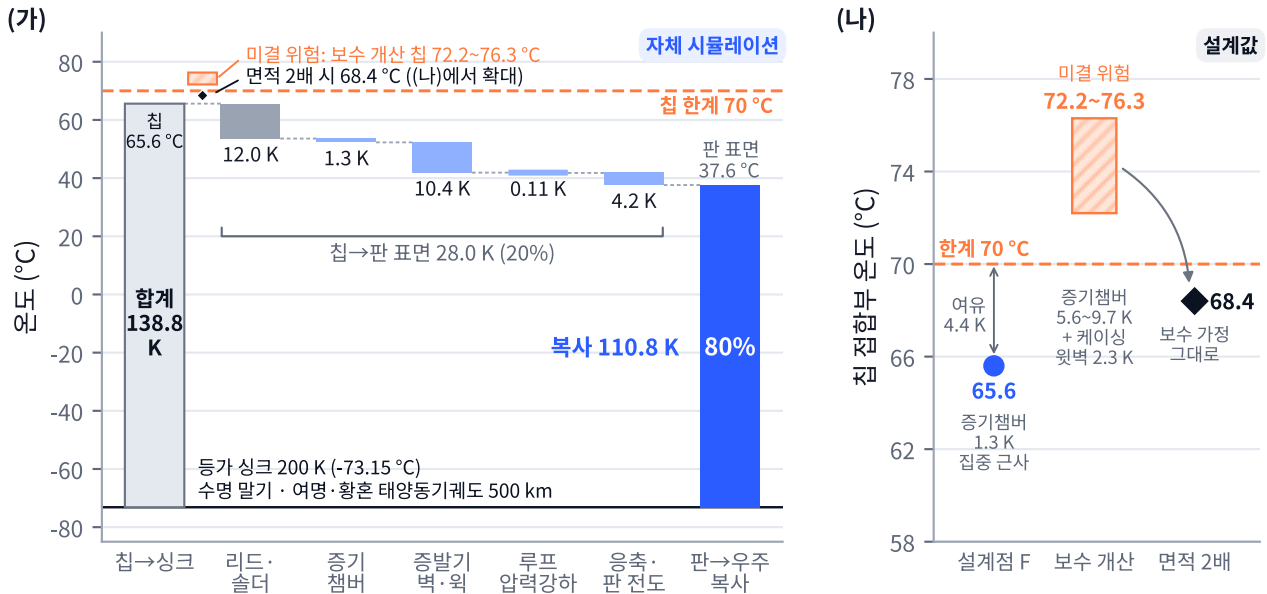


그림 8. 설계점 F(10 MW)에서 칩 접합부 65.6 °C부터 등가 싱크 200 K까지의 온도 예산은 138.8 K이며, 이 중 약 80%(110.8 K)가 판 표면에서 우주로의 복사 단계에서 발생합니다. 칩에서 판 표면까지 펌프 없는 열전달 경로의 온도 강하는 총 28 K입니다. 가장 큰 미결 위험이자 핵심 검증 항목은 증기챔버 내부 온도 강하입니다. 보수 개산에서는 칩 온도가 72.2~76.3 °C로 한계 70 °C를 초과하지만, 증기챔버와 증발기 면적을 함께 2배로 확대하면 68.4 °C로 낮아집니다.

근거: 자체 자료 [19]. 싱크 200 K(판 가장자리가 지구를 향하는 자세, edge-on), 방사율 0.85, 양면 복사, H100급 700 W GPU, 칩 한계 70 °C, 칩 접촉 12 K(솔더·액체금속 접합 가정), 증기챔버 1.31 K(집중 근사), 증발 열전달계수 15,000 W/m²K, 응축·판 전도 4.16 K. 모두 시뮬레이션 또는 개산값이며 측정값 없음.

온도 예산 약 139 K 중 약 80%는 복사 단계에서 발생하므로, 본 설계는 저감 가능한 나머지 20%, 그중에서도 칩과 증발기 사이 구간의 온도 강하를 최소화하는 데 집중합니다.

6.4 질량과 발사 횟수

방열 면적이 정해지면 질량은 패널 면밀도에 비례합니다. 본 설계는 면밀도 5.15 kg/m²를 가정했습니다. 이 값은 문헌에 보고된 가장 가벼운 패널보다 무겁고 ISS 방열판(약 16 kg/m²)보다 가벼우며, 실측 전의 낙관 가정입니다. 면밀도가 8 kg/m²로 증가하면 냉각 시스템 질량은 150.6 t, 발사 횟수는 10회가 됩니다. **설계값**

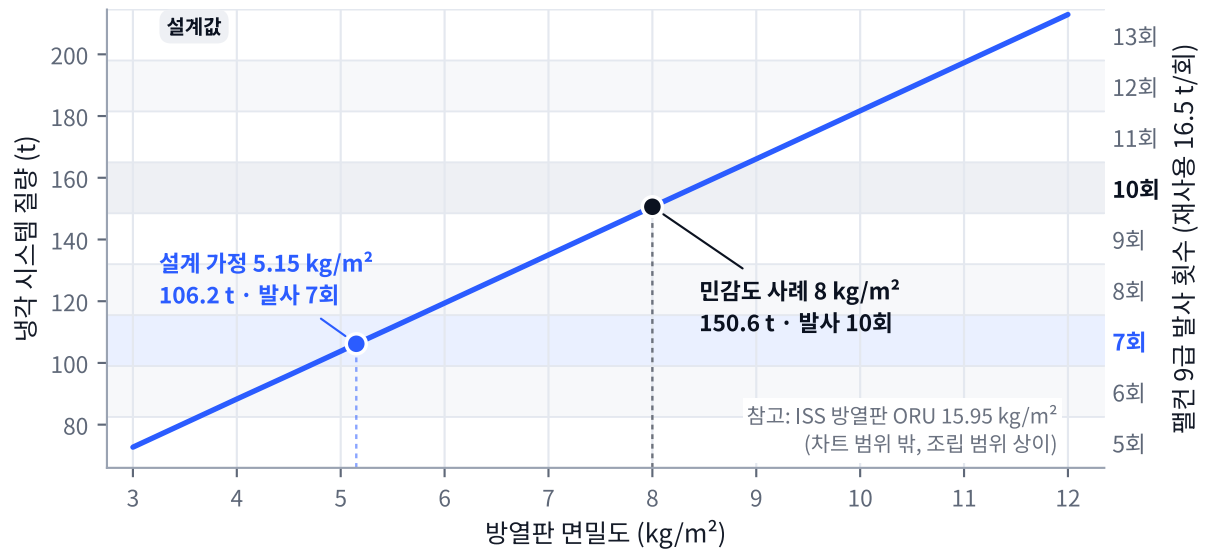


그림 9. 방열 면적을 13,543 m²로 고정하면 냉각 시스템 질량은 면밀도에 따라 선형으로 증가하며, 설계 가정 5.15 kg/m²에서는 106.2 t으로 펠컨 9급 발사 7회, 민감도 사례 8 kg/m²에서는 150.6 t으로 10회가 필요합니다. 가로 띠는 발사 1회당 탑재량 16.5 t(자체 가정)을 기준으로 한 발사 횟수 구간을 나타내며, 모든 값은 서버와 태양전지를 제외한 냉각 시스템 단독 값입니다.

근거: 자체 자료 [19]. 질량 = (13,543 m² × 면밀도 + 루프 2,376개 × 9.5 kg) × 구조 계수 1.15, 발사 횟수 = 올림(질량 ÷ 16.5 t). 16.5 t은 자체 가정이며 500 km 태양동기궤도 투입 성능과 페어링 부피는 반영하지 않음. 5.15 kg/m²는 검증되지 않은 낙관 설계 가정, ISS 약 16 kg/m²는 참고값(2차 출처). 냉각 시스템만 포함하고 서버·태양전지는 제외.

7 가정, 민감도, 한계

설계 결과는 아래 가정을 전제로 합니다. 표의 '방향'은 각 가정이 결과를 유리하게 만드는지(낙관) 불리하게 만드는지(보수)를 나타내며, '경계', '외삽', '미검증', '범위 밖'은 해당 가정의 검증 상태를 나타냅니다.

가정	값	방향	확인 방법
칩과 증기챔버 사이 접촉	12 K (술더급 접합)	낙관	P3 벤치 측정
증기챔버 내부 강하	1.31 K (집중 근사)	낙관	총별 계산 5.6~9.7 K, P3 측정
패널 면밀도	5.15 kg/m²	낙관	P2 이후 실측
윅 증발 열전달계수	15,000 W/m²K (문헌 75,000)	보수	윅 시편 시험
윅 열유속	15.6 W/cm² (문헌 실증 13.5, 문헌 임계 20~25)	경계	윅 시편 시험
루프당 열량	4.2 kW (문헌상 비행 실적 약 1.7 kW)	외삽	kW급 지상 실증
패널 내 유효 열전도도	10,000 W/mK (설계 요구 하한 약 1,500, 해석으로 역산)	미검증	P1, P2 측정
칩 한계	70 °C (105 °C 허용 시 면적 34~40% 감소)	보수	운용 정책
GPU 외 발열	제외 (포함 시 면적 30~40% 증가 가능)	범위 밖	서버 전력 예산



그림 10. 방열 면적을 고정하면 설계점 부근에서 궤도 등가 싱크 온도가 10 K 높아질 때마다 칩 온도는 약 3 K 상승합니다. 칩 온도는 설계점 200 K(수명 말기)에서 65.6 °C이며, 210~215 K 사이에서 한계 70 °C에 도달합니다(가). 칩 온도를 65.6 °C로 유지하도록 방열 면적을 재산정하면, 238 K(자세 상실)에서 면적은 24% 증가하고 냉각 시스템 발사 횟수는 7회에서 8회가 됩니다(나, 낙관적 면밀도 가정 기준).

근거: 자체 자료 [19], [20]. 설계 싱크 200 K(여명·황혼 태양동기궤도 500 km, 방열판 가장자리가 지구를 향하는 자세(edge-on), 수명 말기 코팅), 150 K는 폐기한 초기 낙관 가정(회색), 방사율 0.85, 양면 복사(면적은 한 면 기준), 칩 온도에 접촉 12 K와 증기챔버 1.31 K(집중 근사, 최대 미결 위험) 포함, 칩 한계 70 °C, H100급 700 W GPU 14,256장(9.98 MW), 면밀도 5.15 kg/m²(낙관 가정), 루프 하드웨어 루프당 9.5 kg, 구조 여유 ×1.15, 발사 횟수는 냉각 시스템 질량을 회당 16.5 t(자체 가정)으로 나눈 올림값. 모두 시뮬레이션 추정치.

가장 큰 미결 위험: 증기챔버

설계점 F 해석에서는 증기챔버 온도 강하를 1.31 K로 집중 근사했습니다. 벽, 증발 라이너, 응축 라이너, 접합부를 층별로 나누어 보수적으로 합산하면 5.6~9.7 K가 되고, 케이싱 벽까지 포함하면 칩 온도가 72.2~76.3 °C로 한계 70 °C를 초과합니다. 증기챔버와 증발기 면적을 함께 두 배로 확대하면 보수 가정에서도 칩 온도는 68.4 °C로 한계 이내가 됩니다. E-MISSION은 P3 벤치에서 열유속 44 W/cm² 조건의 열저항, 워 임계 열유속, 증발 열전달계수를 측정하여 이 항목을 검증할 계획입니다.

해석 범위 밖 항목

자세제어와 전력계 질량, 방사선과 수명 열화, 불응축가스 축적, 수천 개 루프의 유량 편중, 일식과 태양 부하 변화에 따른 과도 상태, 접합부의 반쪽 신뢰성, 발사체 페어링 부피와 궤도별 투입 성능은 현재 해석 범위에 포함되지 않습니다. 해석은 해석식과 유한차분 모델을 기반으로 하며, CFD는 적용하지 않았습니다. 현재까지의 모델 점검은 ISS 방열판 설계 용량을 복사식으로 역산하여 NASA 운용 온도 범위와 비교한 1건뿐입니다. 루프 히트파이프와 맥동 히트파이프 모델은 아직 실험 검증 전이며, 시제품 시험을 통해 검증할 예정입니다.

8 로드맵과 현재 시제품

각 개발 단계에는 하나의 핵심 검증 목표를 부여했습니다. 가시화 시험으로 작동 원리를 확인하고, 정량 측정으로 설계 도구를 보정한 뒤, 궤도 실증을 통해 최종 검증하는 것을 목표로 합니다. 제시한 일정은 목표 일정이며, TRL은 ISO 16290 / NASA 기준에 따른 자체 평가입니다.

S0	2026년 3분기 · 완료	설계 기준 확립 TRL 2 칩에서 우주까지의 열전달 경로를 해석하는 자체 설계 도구와 첫 시제품 도면 확보.
S1	2026년 3분기 ~4분기 · 진행	P1 투명창 맥동 히트파이프 패널 TRL 2→3 기동 특성, 가닥별 분배, 불응축가스 위치를 가시화하여 확인 예정.
S2	2026년 4분기 ~2027년 1분기	P2 밀봉 알루미늄 패널 TRL 3→4 온도 균일도와 유효 열전도도를 측정하여 설계 도구를 $\pm 20\%$ 이내로 보정 예정.
S3	2027년 상반기	칩 연동과 kW급 지상 실증 TRL 4→5 GPU급 발열 모사기부터 패널까지 대기와 진공 조건에서 시험하고, 낙하탑 미소중력 기동 시험 예정.
S4	2027년 하반기 ~2028년 1분기	인증 모델 TRL 5→6 두 가지 크기에 대해 열진공 8~12사이클($\pm 10^\circ\text{C}$ 여유), 진동, 충격, 내압 시험 예정.
S5	2028년 · 목표	궤도 실증 TRL 6→7 위탁 탑재를 통해 실제 발열 조건에서 3개월 이상의 궤도 열순환 데이터 확보.
S6	2029~2030년 · 목표	비행 이력과 표준 제품군 TRL 7→9 45 W~1 kW 표준 제품군 공급, 수 kW~MW급 궤도 연산용으로 확장.

현재 개발 중인 시제품: P1 투명창 패널

P1은 알루미늄 6061-T6 판($360 \times 360 \times 10 \text{ mm}$)에 $2 \times 2 \text{ mm}$ 채널로 16가닥 페루프 맥동 히트파이프(전체 4.30 m)를 가공하고, 상면을 붕규산 유리창($300 \times 300 \times 5 \text{ mm}$)으로, 하면 중앙을 $200 \times 200 \text{ mm}$ 관찰창으로 덮는 구조입니다. 작동유체는 에탄올이며, 대기압보다 낮은 압력에서 운전하므로 대기압이 유리창을 채널 벽에 밀착시킵니다. 가열에는 40~60 W급 모의 열원을 사용하며, 판 온도가 75°C 에 도달하면 인터록이 가열을 차단합니다. 현재 부품을 조달하고 있어 시험 데이터는 아직 없으며, 조립 후 시험을 통해 확보할 예정입니다.

설계 상태 v2 rev.6 (2026년 9월). 부품 조달 중이며 시험 데이터는 아직 없음.

설계값

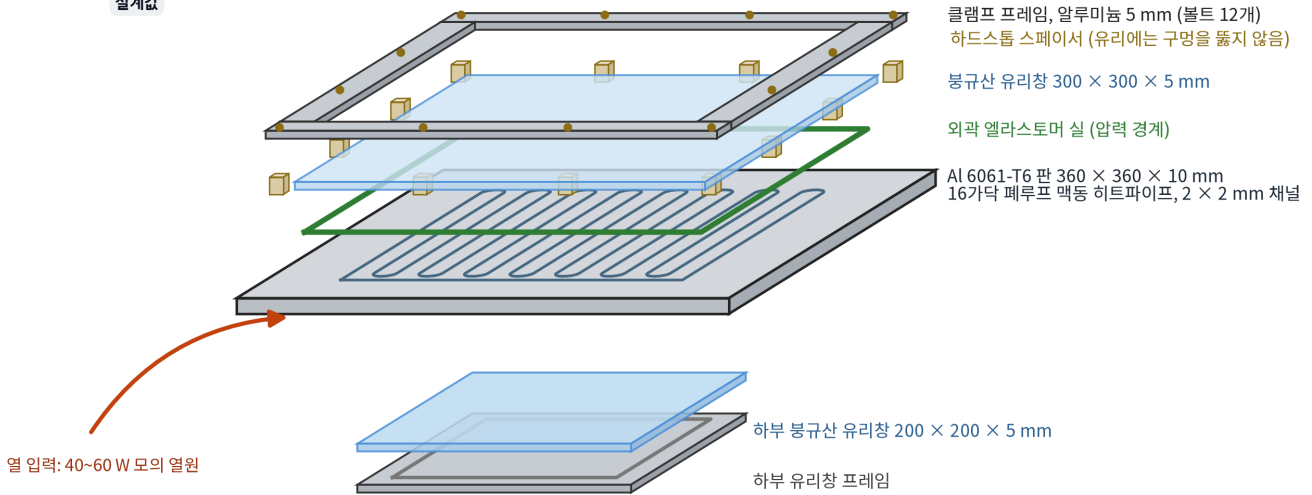


그림 11. 지상 시제품 P1의 현행 설계 분해도입니다. 360 mm 알루미늄 판에 16가닥 페루프 맥동 히트파이프를 가공하고 상면에 300 mm, 하면에 200 mm 붕규산 관찰창을 적용한 투명창 패널이며, 현재 부품 조달 단계로 시험 데이터는 아직 없습니다.

근거: 자체 자료 [23]. 지상 시제품의 형상과 치수만 표시(가닥 간격 16.7 mm, 전체 채널 길이 4.30 m, 충전 체적 17.2 cc).

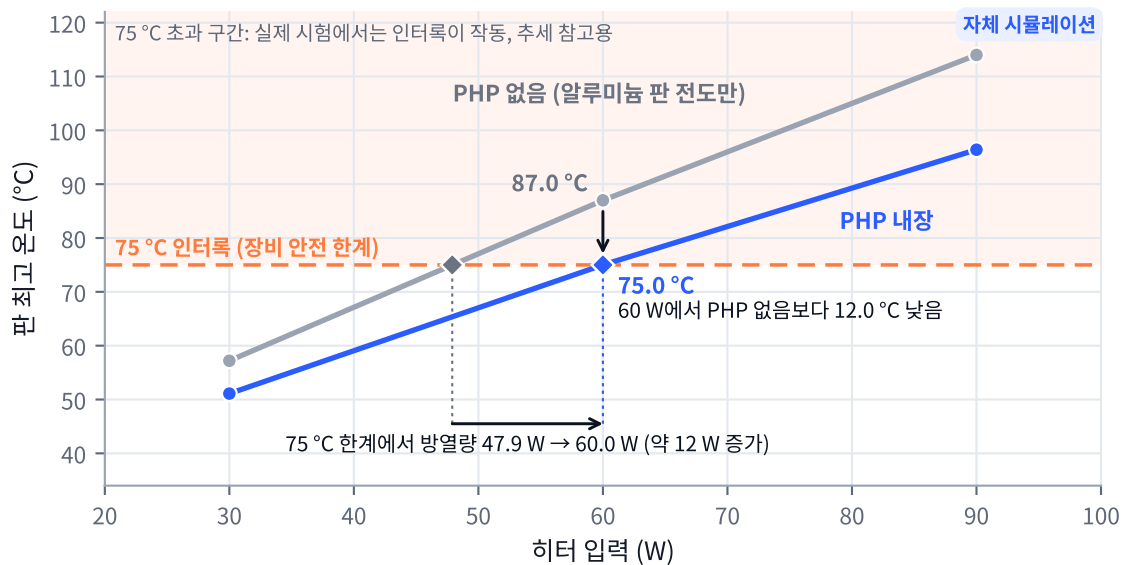


그림 12. 지상 시제품 P1(360 mm 투명창 패널)에 60 W를 인가하면 판 최고 온도는 PHP가 없을 때 87.0 °C, PHP를 적용하면 75.0 °C로 12.0 °C 낮아지는 것으로 계산됩니다. 75 °C 인터록 한계 내에서 처리할 수 있는 열량도 47.9 W에서 60.0 W로 약 12 W 증가합니다.

근거: 자체 자료 [23], 자체 설계 도구 시뮬레이션(360 mm 판·300 mm 창, 30/60/90 W 3점을 직선 연결, 75 °C 교차점은 선형 보간). 20 °C 실내 공기 자연대류, 한 면만 노출, 무처리 알루미늄 방사율 0.3, 에탄올 50% 충전, 맥동 히트파이프는 유효 열전도도로 근사, 75 °C는 시험 장비 인터록 한계. 궤도 성능이 아닌 지상 시험 예측값이며 측정값 없음.

P1은 궤도 성능 검증이 아닌 작동 원리 확인을 위한 지상 시제품입니다. 실내 공기 중에서 한 면만 노출된 판은 주로 자연대류로 열을 방출하므로, P1 시험은 펌프 없이 판 전체로 열이 확산되는지와 E-MISSION 설계 도구의 가정(기동 조건, 유효 열전도도)이 타당한지를 조기에 확인하는 데 목적이 있습니다. 다음 단계인 P2는 완전 밀봉한 300 mm 패널(30가닥)로 정량 데이터를 측정하고, P3는 GPU급 발열 모사기부터 패널까지를 하나의 시스템으로 연결하여 진공에서 시험할 계획입니다.

궤도 실증 이후의 제품군

궤도 실증 이후에는 동일한 구조를 네 가지 크기의 표준 제품으로 공급하는 것을 목표로 합니다. 이는 위성 업계가 임무마다 방열판을 새로 설계하던 방식에서 검증된 표준 모듈을 선택하는 방식으로 전환하는 흐름을 반영한 구성입니다.

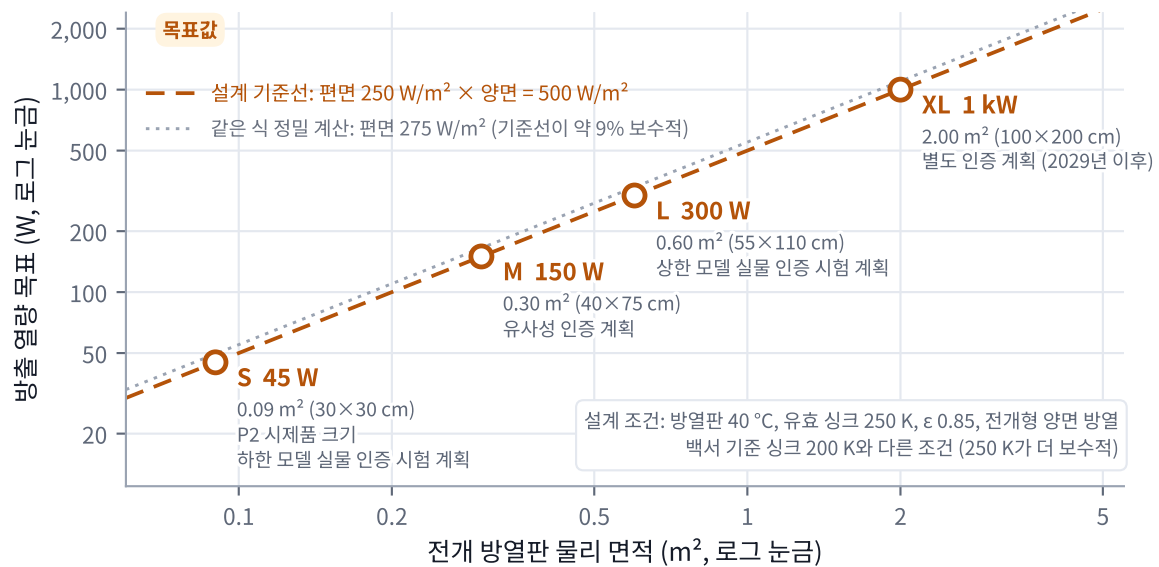


그림 13. 방열판 제품군 S·M·L·XL은 모두 전개 면적 1 m²당 500 W(편면 250 W/m², 양면 방열, 방열판 40 °C, 유효 싱크 250 K 기준)를 공통 설계 기준으로 적용합니다. P2 시제품과 같은 30 × 30 cm 크기의 S급 45 W부터 XL급 1 kW까지 면적에 비례하여 확장하는 것이 설계 목표입니다. 회색 점선은 같은 식을 정밀 계산한 값(편면 275 W/m²)으로, 기준선이 약 9% 보수적으로 설정되어 있음을 보여 줍니다.

근거: 자체 자료 [24]. $Q = \epsilon \sigma A (T_{\text{방열}}^4 - T_{\text{싱크}}^4)$, ϵ 0.85, 방열판 40 °C, 유효 싱크 250 K(본문 기준 200 K보다 보수적), 양면 방열로 유효 면적 = 물리 면적 × 2, 편면 250 W/m²로 내림 적용(정밀값 275 W/m²). 칩 온도 한계와 면밀도 목표는 반영하지 않음. 모두 설계 목표값.

9 팀

E-MISSION은 KAIST 원자력및양자공학과에서 열수력과 2상 유동을 연구해 온 세 명의 엔지니어가 설립한 팀입니다. 히트파이프, 열전달, 무동력(패시브) 냉각 설계 분야의 SCIE 논문 16편을 통해 축적한 연구 기반을 본 설계에 적용합니다.



Yu, Ph.D.

CEO

열수력 엔지니어링



Lee, Ph.D.

CSO

전산 열해석



Choi, Ph.D.

CTO

히트파이프·구조 설계

10 맺음말

발사 비용 감소, 지상 데이터센터의 전력·인허가·주민 동의·안보 제약, GPU 전력 밀도 증가, 궤도 GPU 실증 착수는 모두 궤도에서의 열 방출이라는 공통 과제로 이어집니다. E-MISSION의 해석은 펌프 없는 전개형 히트파이프 냉각 시스템이 GPU 한 장부터 10 MW까지 동일한 구조로 성립할 수 있음을 보여 주지만, 이 결과는 아직 시뮬레이션에 기반한 값입니다.

E-MISSION은 향후 1년간 시제품 시험을 통해 핵심 가정을 단계적으로 측정·검증하고, 2028년 궤도 실증을 목표로 개발을 진행합니다.

위성 열설계, 궤도 데이터센터 냉각, 공동 연구에 관한 문의를 환영합니다. gravityemission.team@gmail.com

참고문헌

1. Josh Saul, Bloomberg, *Virginia Data Centers Face Seven-Year Wait for Power Hookups, Dominion Says*, 2024.08.29. <https://www.bloomberg.com/news/articles/2024-08-29/data-centers-face-seven-year-wait-for-power-hookups-in-virginia>
2. 전자신문(CBRE코리아 분석 인용), *데이터센터 수요 폭증하는데 수도권 전력평가 통과율 2% 불과*, 2026.07.13. <https://www.etnews.com/20260713000288>
3. New York State Governor's Office, *First Statewide Moratorium on New Hyperscale Data Centers Launched by Governor Kathy Hochul*, 2026.07.14. <https://www.governor.ny.gov/news/first-statewide-moratorium-new-hyperscale-data-centers-launched-governor-kathy-hochul>; The Texas Tribune, *Gov. Greg Abbott broadens moratorium on data center approvals to include environmental permits*, 2026.09.21. <https://www.texastribune.org/2026/09/21/texas-data-center-moratorium-water-energy/>
4. Fortune(Data Center Watch 보고서 인용), *Data center dissent is so high that construction delays this year have already exceeded 2025's total*, 2026.06.16. <https://fortune.com/2026/06/16/data-center-opposition-construction-delays-blocks-report/>
5. 법률신문(한국토지공법학회 제144회 학술대회 발표 보도), *데이터센터 건축허가 관련 행정분쟁의 현황과 공법적 과제*, 2026.09.13. <https://www.lawtimes.co.kr/news/articleView.html?idxno=226288>
6. GOV.UK, Department for Science, Innovation and Technology, *Data centres to be given massive boost and protections from cyber criminals and IT blackouts*, 2024.09.12. <https://www.gov.uk/government/news/data-centres-to-be-given-massive-boost-and-protections-from-cyber-criminals-and-it-blackouts>
7. 서효빈, 아이뉴스24, *AI 전쟁 표적된 데이터센터... '국가중요시설'도, '국가핵심시설'도 아니다*, 2026.05.02. <https://inews24.com/view/1961346>
8. Reuters(Insurance Journal 게재), *Amazon's AWS Facilities in Bahrain, UAE Still Not Restored From Iran War Damage*, 2026.09.16. <https://www.insurancejournal.com/news/international/2026/09/16/885283.htm>
9. 박수찬, 세계일보, *AI 심장도 전쟁 표적됐다... 데이터센터 몰린 수도권의 위험 [박수찬의 軍]*, 2026.07.26. <https://segye.com/newsView/20260724507419>
10. Katharina Buchholz, Statista, *Big Tech's AI Spending to Reach \$760 Billion in 2026*, 2026.07.31 갱신. <https://www.statista.com/chart/35046/capital-expenditure-of-meta-alphabet-amazon-and-microsoft/>
11. Harry W. Jones, NASA Ames Research Center, *The Recent Large Reduction in Space Launch Cost, ICES-2018-81*, 2018.07. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20200001093>
12. Alan Boyle, GeekWire, *Starcloud plans its next power plays after training first AI model in space*, 2025.12.22. <https://www.geekwire.com/2025/starcloud-power-training-ai-space/>
13. Travis Beals, Google Research, *Exploring a space-based, scalable AI infrastructure system design*, 2025.11.04. <https://research.google/blog/exploring-a-space-based-scalable-ai-infrastructure-system-design/>
14. Travis Beals, Google, *Behind Project Suncatcher, our moonshot to put AI in space*, 2026.09.24. <https://blog.google/innovation-and-ai/models-and-research/google-research/google-project-suncatcher-facts/>
15. NASA, *America Underway in Space on Nuclear Power*, 2026.03. <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2026/03/america-underway-in-space-on-nuclear-power.pdf>
16. The White House, OSTP, *National Initiative for American Space Nuclear Power (NSTM-3)*, 2026.04.14. https://www.whitehouse.gov/wp-content/uploads/2026/04/NSTM-3-2026_04_14-corrected.pdf
17. NASA, *Active Thermal Control System (ATCS) Overview*, 2006 경. https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2021/02/473486main_iss_atcs_overview.pdf
18. Lumen Orbit (현 Starcloud), *Why we should train AI in space, White Paper v1.03*, 2024.09. <https://starcloudinc.github.io/wp.pdf>

자체 자료

19. E-MISSION, 10 MW 궤도 데이터센터 방열 설계점 F 최종 검토 자료 (내부, 2026.09.11).
20. E-MISSION, 저궤도 등가 싱크 온도와 워 임계 열유속 문헌 검토 (내부, 2026.09.09).
21. E-MISSION, 우주 데이터센터 냉각 시스템 계산 보고서, 단일 GPU·200 kW 비교 (내부, 2026.08.13 수정본).
22. E-MISSION, 위성급 엣지 모듈 과도 열해석 도구 (내부, 2026.08).
23. E-MISSION, 지상 시제품 P1·P2 설계 사양과 해석 (내부, 2026.09).
24. E-MISSION, 표준 방열판 제품군 사양 목표 (내부, 2026.09).

본 문서는 E-MISSION의 현재 설계와 개발 계획을 설명하기 위한 기술 자료입니다. 일정과 목표값은 향후 계획이며, 시험 결과에 따라 변경될 수 있습니다. 문서에 포함된 렌더링 이미지는 컨셉 시각화이며 실제 하드웨어 사진이 아닙니다. 모든 차트는 E-MISSION 자체 계산 결과를 바탕으로 작성했습니다.

E-MISSION · 한국과학기술원(KAIST) N7-1, 대전광역시 유성구 대학로 291 · gravityemission.team@gmail.com