

衛星の発電と熱設計報告書

2016/09/08

Iris 制作

SEEDS の説明を受けた際に放熱のためヒーターが必要とのことだったため、全体消費電力を推定する材料として大まかに熱計算を行った、計算は 1U サイズ最大重量である 1.5Kg で行った。

1、地球周辺環境

地球周辺には 1366W/m^2 のエネルギーが降り注いでいる。このエネルギーを正面から受けた場合のエネルギーを計算したところ、本体の面積 100cm^2 の面積で受ける熱は 13.66W であった
放熱版としてアルミナ(アルミの酸化面)を設定した場合放熱量は 1.8W だった、仮に入熱面をアルミナで覆うと入熱量は 1.366W になり、これだけで放熱が上回ってしまうことが分かった。

衛星のすべての面の平均放射率を 0.8 とし、 25 度開始日照中すると 100 分後には約 20 度これではすぐに低温になってしまう、確かにヒーターが必要と思われる。

今回以前から提案しているパドルについても計算した、前提としてパドルは $8\text{cm} \times 80\text{cm}$ 計 0.064m^2 で入熱面(パネル)の放熱率を 0.8 裏面は銅メッキで低温での放熱が少ないものとする、入熱量は 70.0W 放熱量 23.0W となった、これは日照時は急速に加熱するということを意味している、重量は 500G であるが実際にはやや少ない。なお、これらは仮定値である。

2、衛星の熱設計と必要なヒーター

衛星を 1Kg の熱均衡状態の物体と考え、平均比熱 $0.6[\text{KJ/KgK}]$ (アルミは 0.88) とし、面積は 0.01m^2 とする。この条件下で入熱量 13.06W (0.8) 放熱量 10.8W (0.4×6 面) とするとなんと昼間もヒーターが必要である。思い切って放熱量 5.4W (0.2×6 面) と仮定する。適応条件として放熱側の限界は日陰 50% 入熱限界は日陰 20% 周期 120 分とする。初期条件として機体温度は 25 度とする

放熱限界計算

放熱による温度変化を考慮して 60 分後の温度は -1.74 度 -26.74 度である

入熱限界計算

加熱による温度変化を考慮して 80 分後の温度は 73.1 度 $+48.1$ 度である
完全日照による熱均衡温度は 103.3 度であった。

(加熱側は誤差が見込まれる。)

これより平均温度は 25 度以下で最高 40 度である

3、これらを考えたときの SOMESAT 設計

今回は低い放熱率を採用したため、加熱気味で内部発熱で温度が上昇してしまう恐れがある。しかも太陽電池を 1 面しか貼れないことになる。温度は下がる。

4、追加計算

パドルは独立構造物とみなせるため独立して計算を行う

パドルを 0.5Kg の熱均衡状態の物体と考え、平均比熱 0.4[KJ/KgK] (アルミは 0.88) とし、面積は 0.064m² (80mm x 800mm)

この条件下で両面放射率 0.8 入熱量 70.0W 放熱量 23.0W+a とする

適応条件として放熱側の限界は日陰 50% 入熱限界は日陰 20% 周期 120 分とする。

初期条件として機体温度は 25 度とする

入熱限界計算

加熱による温度変化を考慮して 80 分後の温度は 58.2 度 +33.2 度である

完全日照による熱均衡温度は 58.21 度であった。

放熱限界計算

放熱による温度変化を考慮して 60 分後の温度は -101.4 度 -126.4 度である

なお -101.4 度でも 60 分後には問題なく 58 度前後まで加熱される

結論、ヒーターを搭載しなければかなりの確率で故障が早まる

10W 前後のヒーターが必要になるがこれは発生電力に等しい

熱容量を増大させるほかないと考え再計算した。

アルミを全体の基台とし、平均比熱 0.8 としてそれ以外は共通で計算した

入熱限界計算

80 分温度 58.0 度

温度変化 +33.0 度

最大温度 58.21 度

放熱限界計算

60 分温度 -68.76 度

温度変化 -93.76 度

なお -68.76 度でも 60 分後には問題なく 53 度前後まで加熱される

どちらの場合もヒーターは必要なく過冷却の恐れも少なかった。

衛星本体に熱を供給することである程度ヒーターの代わりになる？かも

参考：<http://www.hakko.co.jp/qa/qakit/html/s01080.htm>

そしてここではと思った、はちゅね実はすごく放熱版しているんじゃないかと……