

文章编号: 1000-8055(2004)04-0557-05

太阳能火箭发动机聚光器设计方法

张纯良^{1,2}, 张振鹏¹, 魏志明²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2. 空军第一航空学院, 河南 信阳 464000)

摘要: 对工程上常用聚光器进行了性能比较, 得出了适合于太阳能火箭发动机(STP)的聚光器及其具有的性能优点, 研究了此种聚光器的设计方法, 并推出了相关公式和其中的关键技术, 这对 STP 聚光器的工程设计具有重要的指导价值。

关键词: 航空、航天推进系统; 太阳能; 太阳像; 太阳能热推进; 抛物面聚光器

中图分类号: V 439. 6

文献标识码: A

Design of Concentrator for Solar Thermal Propulsion

ZHANG Chun-liang^{1,2}, ZHANG Zhen-peng¹, WEI Zhiming²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,

Beijing 100083, China;

2. The First Aeronautics Institute of PLA Air Force, Xinyang 464000, China)

Abstract: Based on engineering practice, performance of commonly used concentrators is compared. As a result, a new method for designing a kind of solar concentrator which is applicable to the Solar Thermal Propulsion (STP) is studied and presented, as well as its performance is analyzed. The correlation formula and key technique which can be employed as guidance for designing space solar systems also are demonstrated.

Key words: aerospace propulsion system; solar energy; solar image; solar thermal propulsion; paraboloid concentrator

太阳能热推进 STP (Solar Thermal Propulsion) 最早是由 Ehricke K A 1956 年在“太阳动力太空船(The Solar powered Spaceship)”^[1]一文中提出的。STP 直接利用聚集到的太阳辐射能来加热推进剂以产生推力, 与化学火箭发动机相比具有比冲高、推进剂消耗量小、无污染、经济性好等优点, 同时它又比电推进系统产生的推力大。因此 STP 具有独到的性能优势, 是适用于未来空间飞行的一种极具吸引力且充满前景的推进新方式^[2]。

目前, 太阳能的空间利用主要集中在太阳能的光电转换上^[3]。太阳能的热推进是太阳能空间应用的一个新领域, 但由于太阳能属于低密度能源, 所以首先要解决太阳能收集问题^[4], 这是太阳能热推进的基础条件, 也是关键技术之一。

1 常用聚光型太阳能集热器性能比较

聚光型集热器包括: 旋转抛物面型、球面型

收稿日期: 2003- 07- 17; **修订日期:** 2003- 10- 18

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50206003); 国家博士后基金资助项目(2003034101)

作者简介: 张纯良(1967-), 男, 安徽涡阳人, 北京航空航天大学宇航学院博士后, 主要从事太阳能热推进技术和液体火箭推进系统故障检测与诊断技术研究

表 1 常见太阳能聚光器的性能参数
Table 1 Performance parameter of common solar concentrator

集热器类型		聚光比范围	最高运行温度/(°C)
点型 聚光	SRTA	50~ 150	300~ 500
	菲涅耳透镜	100~ 1 000	300~ 1 000
	旋转抛物面	500~ 3 000	500~ 2 000
	塔式	1 000~ 3 000	500~ 2 000
线型 聚光	CPC	3~ 10	100~ 150
	菲涅耳透镜	6~ 30	100~ 200
	抛物面	15~ 50	200~ 300

(SRTA)、复合抛物面型(CPC)、塔式聚光型、菲涅耳透镜型等多种^[5]。表 1 比较了工程上常用的太阳能聚光器的性能参数。

可见在以上各种聚光器中, 旋转抛物面型聚光器具有聚光大、最高运行温度高的优点。同时旋转抛物面型聚光器是理论上最佳的聚光装置, 可保证太阳的良好聚光^[7], 可以满足 STP 对聚光器的高聚光比、提供高温热源的基本要求, 是目前国际上唯一实用的太阳能热推进聚光器。当然表中的聚光比范围和最高运行温度是一般地面太阳能装置的性能参数, 对于空间飞行器来说实际的运行参数要大于表中的数据。

2 太阳能聚光器设计

2.1 关键概念

2.1.1 太阳常数(I_{sc})

标准值为 $1353\text{ W}/\text{m}^2$ ^[4], 即:

$$I_{sc} = 1\,353\text{ W}/\text{m}^2$$

太阳常数值随日地距离的变化在 $1\,309\sim 1\,399\text{ W}/\text{m}^2$ 间变化, 相对变化不超过 $\pm 3.4\%$ ^[6], 因此国际上通常把 $I_{sc}=1\,353\text{ W}/\text{m}^2$ 作为大气层外的太阳辐射单位面积能流密度标准值进行工程计算。 I_{sc} 是空间太阳能的能流密度, 当太阳光透过大气层时由于大气的反射、散射、吸收等作用, 地面上的太阳能单位面积能流密度要大大小于这个值, 具体值要根据当时当地的具体情况实测而定。

2.1.2 太阳的基本传热特性

太阳是直径为 139 万公里的炽热气体球, 太阳表面的有效温度为 5762 K, 它的热量主要来源于氢聚变成氦的聚合反应。从传热学角度来看, 可以把太阳作为 6000 K, 波长在 $0.3\sim 3\text{ }\mu\text{m}$ 的黑色

辐射体^[5]。

2.1.3 太阳张角

太阳张角决定了聚光器的最大理想聚光比, 飞行器空间飞行时, 根据飞行器与太阳的距离可以计算出当地的太阳张角。在地球上或空间地球范围附近, 尽管日地距离很远, 但对地球来说, 太阳并非点光源, 而是日轮。入射的太阳光之间具有一个很小的夹角 2δ , 通常称之为太阳张角:

$$\sin \delta = \frac{\text{太阳半径}}{\text{日地距离}} = \frac{6.96 \times 10^5}{1.5 \times 10^8} = 0.004\,67$$

$$\delta = 16'$$

太阳的直接辐射, 以 $32'$ 的太阳张角向地球辐射, 部分入射到地球表面, 这是分析一切聚光器的一个十分重要的概念。

2.1.4 最大聚光比

聚光比有几何聚光比和能量聚光比两种。几

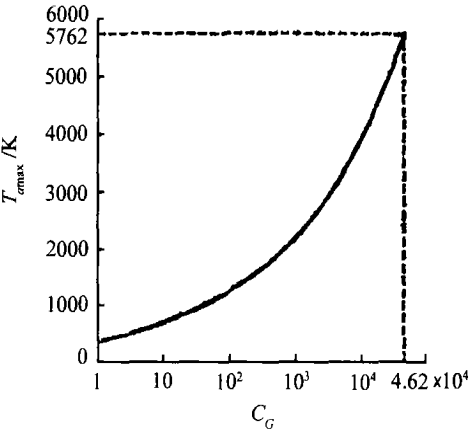


图 1 T_{max} 和 C_G 的关系

Fig. 1 Relationship between T_{max} and C_G

表 2 不同情况下最大几何聚光比

Table 2 The most C_G in different case

分类	最大聚光比公式	理想情况最大聚光比	理想聚光极限
一维聚光	$1/\sin(\delta+\Delta\theta)$	$1/\sin\delta$	212
二维聚光	$[1/\sin(\delta+\Delta\theta)]^2$	$(1/\sin\delta)^2$	45 000

注: 表 1 中 $\Delta\theta$ 为聚光器中心轴线与太阳光的夹角, 他表示了聚光器跟踪太阳的精确程度。

何聚光比(C_G)定义为接受自然光的开口面积 A_b 和吸收体面积 A_r 之比值。它可以粗略估计聚焦可能达到的最大温度 $T_{\max}$ (如图 1 所示^[5])和粗略估计聚光器的成本。能量聚光比(C_E)定义为吸收体上的平均能流密度与入射的太阳辐射强度之比。一般情况下 $C_G > C_E$, 只有理想情况下两者才相等。

聚光器的聚光极限, 即理想情况下最大几何聚光比 $C_{G\max}$ 的计算结果^[3], 如表 2 所示。

2.2 旋转抛物面聚光器光路分析

抛物面反射镜光路截面如图 2 所示, 曲线为抛物线, 其极坐标方程为:

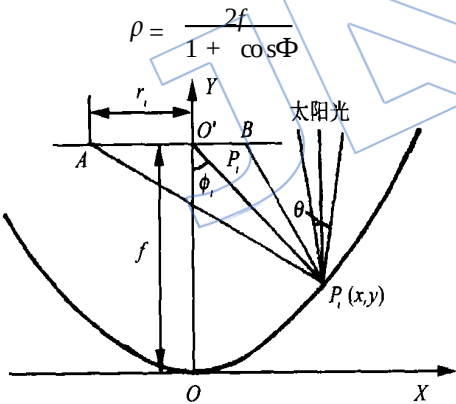


图 2 抛物面聚光器的光路

Fig 2 Rayway of paraboloid concentrator

直角坐标方程为: $y = x^2/f$

式中: f 是聚光器焦距; Φ 是抛物面曲线在极坐标系的夹角。

当太阳中心光线平行于 Y 轴入射时, 抛物线上任一点 $P_i(x, y)$ 的反射光在焦平面上的焦斑半径为 r_i , 半聚光角为 φ , O 为焦点, OO 为焦距。

可见, 对于旋转抛物面聚光器来说, 太阳光经过镜面后都会反射在 AB 立体区域。本文重点不是进行光路分析, 而是为了设计工程适用的聚光器, 因此本文直接给出理论分析结果和实际太阳

像值, 如图 3 所示。可见旋转抛物面聚光器捕捉太阳光面积为 πR^2 , 其太阳像面积为 πr^2 。 R 和 r 有以下关系, 同时分析表明太阳像直径约为焦距的 1%^[7]。

$r = 0.005R$

可见, 最大几何聚光比为:

$C_{G\max} = \frac{\pi R^2}{\pi r^2} = \frac{1}{0.005^2} = 40\,000$

实际上, 真正太阳像的直径至少是理论值的两倍, 因而其聚光比约为 10 000^[8]。

太阳能热推进(STP)聚光器起初采用半球球聚光器^[9], 目前分析认为这是不可实现的, 现实通常采用如图 3 所示的旋转抛物面聚光器。但是由于 STP 的吸收体不在聚光器的轴线上, 即“非轴线聚光”。为了在吸收体(或二次聚光器)上得到圆形的太阳像, 目前情况下认为正面为椭圆形抛物面聚光器比较理想。

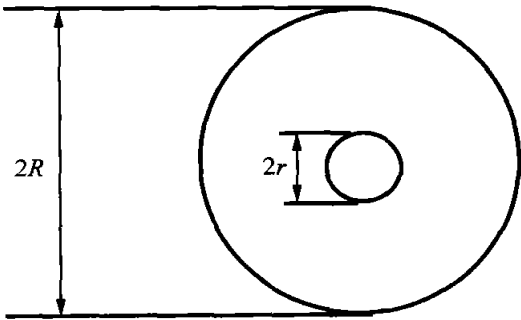


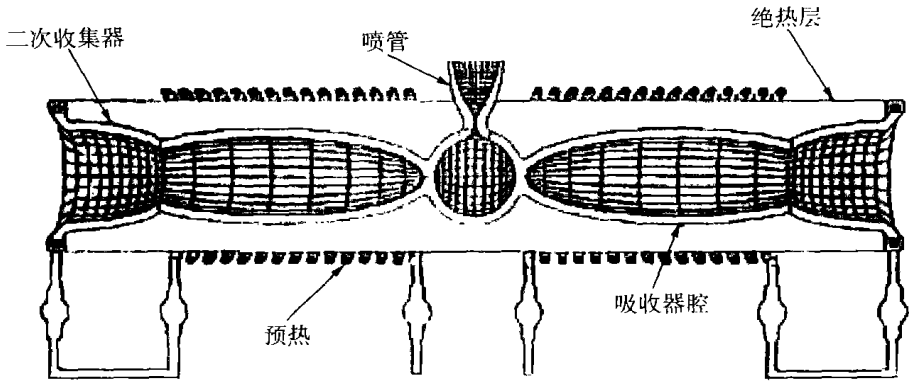
图 3 太阳像直径

Fig 3 Solar image diameter

椭圆形抛物面的两个轴: 长轴(半径为 a)和短轴(半径为 b)的关系, 如果聚光器平面和吸收体平面的夹角为 α , 则可按 $b = a \cos \alpha$ 计算确定。 α 的确定则需要考虑 STP 的整体布局、聚光器相应机构、飞行器的飞行状况等因素。

2.3 二次聚光技术

STP 中的二次聚光技术主要是为了进一步



吸收器 / 推力器系统

图 4 二次聚光

Fig 4 The secondary concentrator

提高太阳能的聚光比, 或有效减少吸收体的体积和面积, 如图 4 所示^[10]。

二次聚光采用反射方式把进入的经过一次聚集的太阳光反射到聚光器底部。二次聚光器可用圆锥型、曲面型等, 但必须进口大于底部, 其比值既是二次聚光器的几何聚光比。二次聚光器是 STP 聚光的有效补充, 聚光比一般情况下不会太大($< 10^2$ 数量级)。

2.4 聚光器面积计算

初始要求:

STP 需要能量: q/W

聚光镜的反射率: η

吸收室吸收率: η

聚光器轴线和太阳光入射光的夹角: $\Delta\theta$

在空间飞行时, 若采用旋转抛物面聚光器, 则有:

$$q = \eta \eta_b I_{sc} \pi R^2 \cos \Delta\theta$$

$$R = \sqrt{\frac{q}{\pi \eta \eta_b I_{sc} \cos \Delta\theta}}$$

如果采用椭圆抛物面聚光器, 则有:

$$ab = \frac{q}{\pi \eta \eta_b I_{sc} \cos \Delta\theta}$$

在地面条件下, 太阳辐射强度要远远小于太阳常数, 进行计算时要以当时当地的太阳辐射强度 I 为准。

各种情况下镜面半径、太阳像大小, 具体计算公式同理得出如表 3 所示。

设计聚光器要根据情况全面考虑, STP 需要能量(q/W)是根据飞行器总体要求、计算所需推力大小后确定; 聚光镜的效率(η)需要考虑生产能力、工艺水平后而定; 吸收室效率(η)则要考虑吸收室结构特性、吸热方式等的影响。

表 3 不同情况下计算公式

Table 3 Calculating fomulate of different case

分类	旋转抛物面		椭圆平面抛物线聚光面	
	镜面半径	理论太阳像/实际值	镜面大小	理论太阳像/实际值
地面条件	$R = \sqrt{\frac{q}{\pi \eta \eta_b I_{sc} \cos \Delta\theta}}$	$r = 0.005R (0.01R)$	$ab = \sqrt{\frac{q}{\pi \eta \eta_b I_{sc} \cos \Delta\theta}}$ $b = a \cos \alpha$	常轴半径: $0.005a (0.01a)$ 短轴半径: $0.005b (0.01b)$
空间条件	$R = \sqrt{\frac{q}{\pi \eta \eta_b I_{sc} \cos \Delta\theta}}$	$r = 0.005R (0.01R)$	$ab = \sqrt{\frac{q}{\pi \eta \eta_b I_{sc} \cos \Delta\theta}}$ $b = a \cos \alpha$	常轴半径: $0.005a (0.01a)$ 短轴半径: $0.005b (0.01b)$

表 4 不同情况下计算结果
Table 4 Calculating result of different case

分类	旋转抛物面		椭圆平面抛物线聚光面	
	镜面半径	理论太阳像/实际值	镜面大小	理论太阳像/实际值
地面条件	$R = 0.0225R \sqrt{q}$	$r = 0.005R (0.01R)$	$ab = 0.0225R \sqrt{q}$ $b = 0.86a$	常轴半径: $0.005a (0.01a)$ 短轴半径: $0.005b (0.01b)$
空间条件	$R = 0.0173 \sqrt{q}$	$r = 0.005R (0.01R)$	$ab = 0.0173 \sqrt{q}$ $b = 0.86a$	常轴半径: $0.005a (0.01a)$ 短轴半径: $0.005b (0.01b)$

2 5 简单算例

不同反射积层, 不同反射材料的反射率是不同的, 它们对阳光的反射率(η) 在 0.80~ 0.98 之间^[4]。对于旋转抛物面聚光器来说, 其反射率为 0.874, 采用现代镀膜技术可提高到 0.90^[11]。算例取:

$$\eta = 0.874$$

工程上所用吸收材料对阳光的吸收率大都在 0.90 以上, 个别的达到 0.98^[6], 取:

$$\eta_a = 0.9$$

取聚光器轴线和太阳光入射光的夹角 $\Delta\theta = 1^\circ$ (抛物面聚光器对太阳精确跟踪要求较高, 故此角度不能大); 地面太阳光辐射强度取 $I = 800 \text{ W/m}^2$; 聚光器平面和吸收体平面的夹角为 $\alpha = 30^\circ$ (此角根据飞行器总体而定, 角度可有较大变化)。计算结果如表 4 所示。

可见利用本文提供的公式进行抛物面聚光器设计, 具有公式简单、计算灵活、易于工程使用的优点。但要注意一点, 取聚光器轴线和太阳光入射光的夹角 $\Delta\theta$ 时, 要考虑对聚光器最大聚光比的影响, 此角度一般较小。算例中取 1° , 其最大聚光比已经降为 2046, 从表 1 可以看出其所能提供的最高温度在 3000 K 以下, 考虑到理想与实际两者之间的差距, 此时能向 STP 提供的温度已近下限。因此, 此角度对于 STP 来说, 小于 1° 较为合适。

3 结 论

我国由于还没开展 STP 的相关研究, 因此, 对聚光器设计建议以旋转抛物面型聚光器为主。这是因为, 相对来讲, 这种聚光器设计、生产简单, 同时在 STP 的实验研究阶段, 主要是对 STP 展开的。国外在对 STP 的实验研究时, 基本都采用这种类型的聚光器。

本文不就聚光器的光路进行详尽分析, 主要从工程适用的角度分析了太阳能热推进聚光器的工作原理和关键数据来源, 利用本文提供的公式可以快速有效地进行 STP 聚光器设计。设计过程为: 飞行器总体对 STP 有一个基本的要求, 包括推力大小、结构尺寸等已确定的条件下, 可以计算 STP 所需能量要求。然后可以利用表 3 中的公式进行聚光器的基本设计。

参考文献

[1] Schleinitz J P, Lo R E. Solar-Thermal OTVS in Comparison with Electrical and Chemical Propulsion Systems[R]. IAF-87- 1999

[2] Larry M Leigh, Michael L Tinker. Dynamic Characterization of an Inflatable Concentrator for Solar Thermal Propulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40 (1): 24-29

[3] 赛义夫 A A M. 太阳能工程[M]. 徐仁学, 刘釜民, 王补宣, 等译. 北京: 科学出版社, 1984

[4] 郭廷玮, 李安定, 王焕义. 太阳能的利用和前景[M]. 北京: 科学普及出版社, 1984

[5] 方荣生, 项立成, 李亭寒, 等. 太阳能应用技术[M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1985

[6] 郭廷玮, 刘釜民, Daguent M. 太阳能的利用[M]. 科学技术文献出版社, 北京: 1987.

[7] 马宝珊. 世界太阳能风能生物能的发展现状和前景[J]. H eilongjiang Electric Power, 1997, 19(6): 380- 384

[8] Szokolay S V. 太阳能与建筑[M]. 陈成木, 顾馥保译. 北京: 中国建筑工业出版社, 1980

[9] Paul A m in Gierow, James D Moore. Prediction of Response of a Polyimide Concentrator for Solar Thermal Propulsion[R]. N 95- 16343

[10] Jesse F Stewart, James A Martin. Dual Fuel Solar Thermal Propulsion for LEO to GEO Transfer: Ideal Rocket Analysis[R]. A IAA - 95- 2840

[11] Donald A Jaworke, Timothy J Skowronski. Optical Efficiency of a Refractive Secondary Concentrator[R]. A IAA - 2000- 2994