

变体飞艇太阳能电池阵列工作特性的影响因素

Working Characteristic Affecting Factors of Transformable Airships' Solar Cell Array

肖治垣, 杨穆清, 酆正能

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

XIAO Zhi-yuan, YANG Mu-qing, LI Zheng-neng

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beihang University, Beijing 100191, China)

摘要: 太阳能电池阵列是近空间变体飞艇的主要能源系统, 决定着飞艇的性能。根据变体飞艇的特性, 针对变体太阳能飞艇, 建立巡航状态下的太阳能电池阵列的几何模型和太阳辐射模型。利用模型, 根据太阳辐射和飞艇飞行高度的变化, 计算太阳辐射强度和太阳能电池阵列接收功率, 绘制太阳能电池阵列接受的有效辐射强度云图。结果表明: 正午功效是早晚的 3~4 倍; 当太阳高度较低时, 飞艇偏航角对阵列所接受的有效强度分布和功率有一定影响; 季节对阵列有效强度分布和正午功率有较大影响; 纬度位置影响飞艇功率变化和所产生的总能量; 电池布置在艇体顶部获取更多能量。

关键词: 变体飞艇; 太阳能电池阵列; 工作特性; 辐射模型; 影响因子

doi: 10.3969/j.issn.1001-4381.2013.07.005

中图分类号: V221 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381(2013)07-0024-05

Abstract: Solar cell array is the main power system of near-space transformable airship, which generally determines the performance of airship. According to the features of transformable airships, the geometry model and sun radiation model of solar cell array was established when transformable airships operate in the cruise condition. Applying models, the solar radiation intensity and power received by solar cell array was calculated based on the changes of solar radiation and airships' flight altitude. Results show that the power at noontide is 3-4 times as much as that at morning and nightfall. When solar elevation angle is low, power collection is affected by the flight angle of airship. Season is a main factor that influences the intensity distribution and power at noon. Latitude influences the total power of solar cell array. It is good for power collection to place the solar cells on the top of the airship.

Key words: transformable airships; solar cell array; working characteristic; radiation model; impact factor

临近空间是航天与航空的结合部, 与现有航天航空技术相比, 临近空间飞行器的主要应用优势体现在区域或战役性持久驻空能力、长航时大范围机动能力、快速进入临近空间响应能力等, 在未来一体化联合作战中具有重要的军事价值^[1]。为更好地开发利用临近空间, 临近空间飞行器成为各国竞相研究的热点。临近空间飞艇(平流层飞艇)则是热点研究的飞行器之一。变体飞艇概念于 20 世纪末, 并于 2006 年获得中国和美国发明专利权。它有望克服高空飞艇由于体积巨大造成的上升困难, 并解决强度不足的问题, 从而拥有广泛的应用领域^[2-4]。

平流层飞艇的有效载荷及服务载荷需要有足够的

能源来维持其在没有补给情况下的长时间工作, 而太阳能电池通常是为其提供能源的理想之择。国内外学者对于太阳能电池材料进行了大量研究。纳米 TiO_2 作为太阳能的光电极材料是世界范围的研究热点, 赵宏生等^[5] 研究发现掺杂氮可提高 TiO_2 的光催化性能。胡志强等^[6] 研究发现染料敏化太阳能电池 $\text{CuAl}_2\text{O}_4/\text{TiO}_2$ 光电极较纯 TiO_2 光电极高。刘石勇等^[7] 研究发现双纳米硅 p 层电池效率高于单纳米硅 p 层的电池效率。随着太阳能电池材料的发展, 柔性太阳能电池研发成功。柔性太阳能电池, 具有柔性和轻质量的特性, 特别适合作为平流层飞艇(尤其是变体飞艇)的电源系统。

太阳能电池的质量是太阳能飞艇总质量的重要部分,分析和计算太阳能飞艇电池阵列的布置,也是太阳能飞艇飞行可行性计算的重要部分。同时,太阳能电池的阵列布置而引起的供电特性对于整体能源供应特性有着重大影响。但目前对飞艇表面太阳能电池阵列方式的研究较少,除施红等^[8]研究了太阳能电池接收太阳直接辐射、散射辐射、反射辐射的模型外,鲜见报道。为获得飞艇不同飞行状态太阳能电池阵列的工作效率,选择与飞艇工作效率相匹配的太阳能电池阵列,本工作模拟和分析了太阳能电池阵列在飞艇不同容飞行状态的工作特性。

1 飞艇总体设计参数

由于飞艇的总体设计参数决定了太阳能电池工作

特性,因此本工作依据了已有的飞艇设计方案,见文献[9]。变体飞艇方案如图 1 所示。变体飞艇的总体设计参数如表 1 所示。上述总体设计参数作为能量平衡计算的输入值。

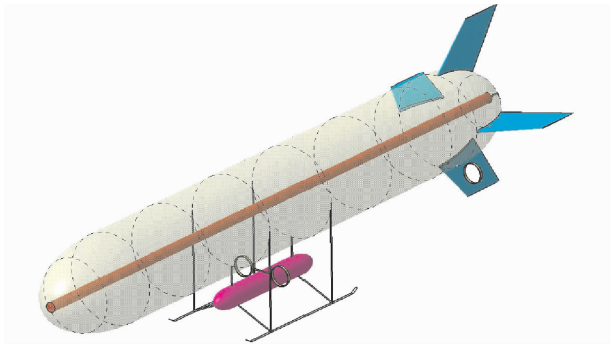


图 1 变体飞艇方案^[9]

Fig. 1 Concept of transformable airship^[9]

表 1 飞艇总体设计参数

Table 1 Design parameters of the airship

Parameter	Total length/m	Cruise speed/ (m · s ⁻¹)	Power density of fuel cell/ (kW · kg ⁻¹)	Power density of solar cell/ (kW · kg ⁻¹)	Diameter/m	Altitude/km	Mass of battery/kg	Mass of solar cell/kg
Value	225	40	0.25	0.6	36	20	2220	1450

2 太阳能电池阵列模型

2.1 几何模型

已知变体飞艇的总体设计参数,如表 1 所示。而假设太阳能电池阵列直接铺设在飞艇蒙皮上,由单个的太阳能电池模块并联而成,如图 2 所示,设定单个的太阳能电池模块尺寸为:3.26m × 0.95m,单块面 3.1m,共计 1500 块,总计 4650m²,布置阵列面积为 180m × 26m,所占蒙皮总面积为 4680m²。

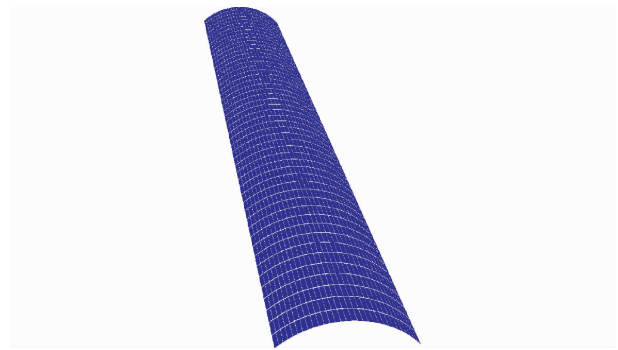


图 2 太阳能阵列几何模型

Fig. 2 Geometry model of solar cells

2.2 太阳辐射模型

太阳距离地球的距离在一年四季中是不断变化

的。同时,地球自转平面和黄道平面有一定夹角,纬度也会影响太阳-地球距离。太阳-地球距离和太阳赤纬角可分别由式(1)和式(2)计算^[10]。

$$(R/R_0)^2 = 1.000423 + 3.2359E - 2\sin\theta + 8.6E - 5\sin2\theta - 8.349E - 3\cos\theta + 1.15E - 4\cos2\theta \quad (1)$$

式中: E 为地球环绕太阳运动的偏心率; R 为日地距离; R_0 为平均日地距离。 $\theta = 2\pi t/365.2422$, t 为积日,表示一年中的第几天(须经闰年修正)。

$$\begin{cases} \delta = 0.3723 + 23.2567\sin\theta + 0.1149\sin2\theta - \\ 0.1712\sin3\theta - 0.758\cos\theta + \\ 0.3656\cos2\theta + 0.0201\cos3\theta \\ \sin\psi = \sin\delta\sin\phi + \cos\delta\cos\phi\cos\tau \end{cases} \quad (2)$$

式中: δ 为太阳赤纬角; ψ 为太阳高度角; τ 为太阳时角。利用上述公式,通过闰年修正可以计算地球任意一点、任意时间的太阳辐射。

由于在不同高度,太阳射线经过的空气质量变化很大,因此,必须考虑飞行高度对太阳辐射强度的影响。首先,应当计算地平线夹角(水平面与地平线之间的夹角,负值)。当太阳入射角大于地平线夹角时,太阳辐射强度可由式(3)计算^[11]。

$$I_{\text{sunT}} = I_{\text{sun}}(t)\tau_{\text{air}}(m_{\text{air}}) \quad (3)$$

式中: m_{air} 为光线穿过气团质量; τ_{air} 为大气的透明度; $I_{\text{sun}}(t)$ 为太阳辐射到达顶层大气的直射强度。

单块太阳能电池所接受的太阳辐射强度如图 3 所示,其中 n_{tyn} 为太阳能电池法线方向, n_{sun} 为太阳光入射方向。太阳能阵列产生的功率可由式(4)进行计算。

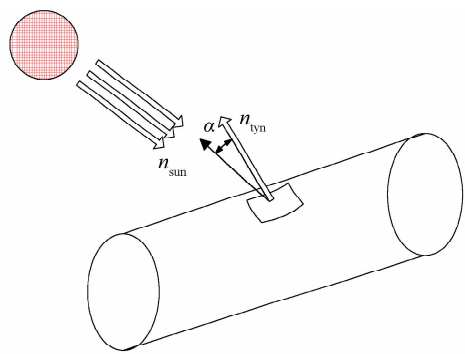


图 3 飞艇接收太阳辐射示意

Fig. 3 Schematic diagram of transformable airship receiving solar radiation

$$\begin{cases} q_{\text{tyn}} = \eta_{\text{tyn}} I_{\text{sun}} T \cos \alpha \\ q_{\text{tyn_zong}} = \int_{\Omega} q_{\text{tyn}} d\Omega \end{cases} \quad (4)$$

式中 η_{tyn} 为太阳能电池的系统效率,等于电池单体效率、封装损失与线路损失的乘积; q_{tyn} 为太阳能电池微元产生的功率; $q_{\text{tyn_zong}}$ 为太阳能电池产生的总功率; Ω 为太阳能电池铺射范围。

3 飞行因素对太阳能电池阵列工作效率的影响

3.1 飞行时间

一天的不同时刻太阳高度角变化很大,阵列的不同位置所接受的有效太阳辐射强度不同,图 4 为飞艇南北向飞行时阵列在一天的不同时间所接受有效太阳辐射云图(默认运行位置在北京上空 20km,6 月 23

日),可看出早上六时阵列的东侧已经接受到有效太阳辐射,随着时间推移,阵列所接受到的影响辐射量逐渐增大,最大辐射强度位置也随太阳位置不断接近阵列顶部,到正午时分,整个阵列强度均处于较高水平。表 2 为飞艇在夏至日分别沿东向西飞行和南北向飞行时太阳能电池所接收最大和最小有效辐射强度,以及阵列的平均强度和功率值。南北向飞行时早六时阵列功率为 233kW,晚六时阵列功率为 169kW,功率值已经相当可观,可以直接驱动推进装置以较低速度飞行。

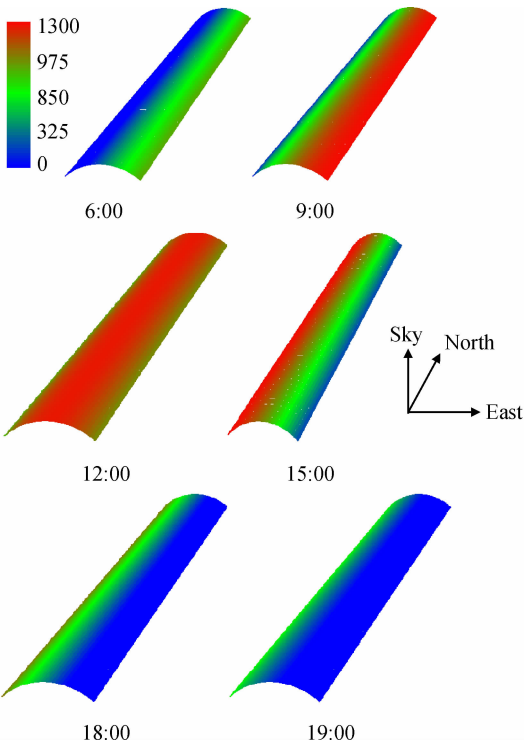


图 4 阵列在不同时刻所接受的有效太阳辐射强度(南北向飞行)

Fig. 4 Solar radiation intensity distribution at different moments (from south to north)

表 2 全天不同时刻阵列所接受的有效太阳辐射强度

Table 2 Solar radiation intensity received by airship

Time	From east to west				From south to north			
	$W_{\text{max}}/\text{m}^2$	$W_{\text{min}}/\text{m}^2$	$W_{\text{mean}}/\text{m}^2$	P/kW	$W_{\text{max}}/\text{m}^2$	$W_{\text{min}}/\text{m}^2$	$W_{\text{mean}}/\text{m}^2$	P/kW
6	427	0	212	163	859	0	306	233
9	920	590	822	628	1272	54	823	628
12	1290	647	1116	852	1243	841	1116	852
15	1025	608	909	694	1270	202	909	694
18	475	48	325	247	1003	0	400	306
19	363	0	139	106	688	0	221	169

3.2 偏航角度

飞艇的运行姿态也会影响阵列的接受辐射特性。由于飞艇俯仰角和滚转角在巡航飞行时始终很小,对辐射特性影响不大。图 5(a)给出了早上 9:00 飞艇在偏航角 $0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 的所接受的有效辐射强度云

图,显示出一定的差异,其功率值最大相差近 100kW。图 5(b)给出飞艇始终以特定偏航角飞行时一天内的功率波动,可以看出在上下午时间存在一定偏差,在正午前后近 8 个小时内功率波动不大,在上午和下午的 4 个小时功率有所波动,但这段时间的太阳有效强度

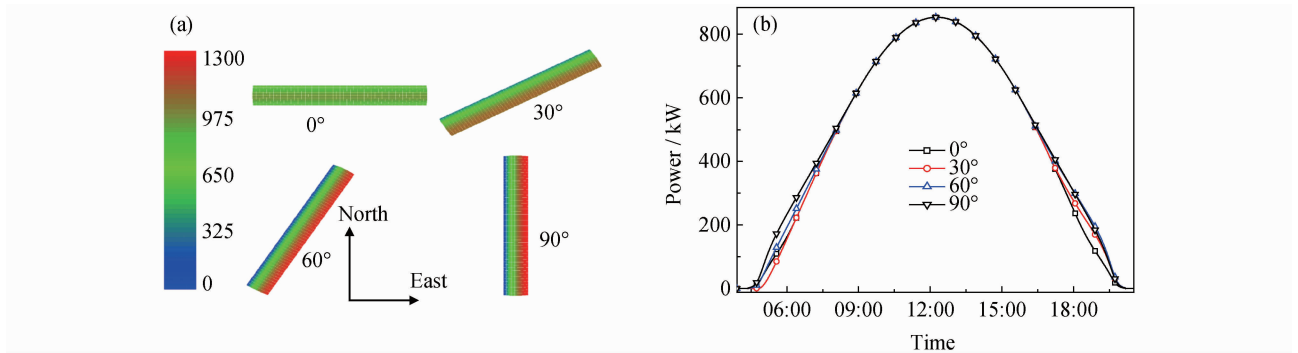


图 5 偏航角对辐射特性和阵列功率的影响 (a)9:00 时不同偏航角阵列有效辐射强度分布云图;(b)不同偏航角阵列的功率分布
Fig. 5 Effects of flight direction on radiation intensity and power
(a)solar radiation intensity distribution at 9:00 with different flight direction;(b)power distribution with different flight direction

相对较小。这样的实验结果,也说明利用艇体长度长的特点将太阳能电池集中沿长度方向布置在顶部是有效的,阵列全天的能量也基本稳定。

3.3 飞行季节

选取春分、夏至、秋分、冬至四个典型季节分析阵列在东西向飞行时全天功率变化和正午有效强度分布情

况(图 6)。从图 6 可以看出随着季节变化,太阳最大高度角发生变化,阵列的最大功率也发生了变化,冬至日阵列的最大功率仅为夏至日的 1/2;同时,飞艇所接受辐射强度也相应变化,最大有效强度位置随太阳高度角减小而移动,夏至日阵列整体接收强度均较高,冬至日仅有向南的边沿位置的有效强度大于 1000W/m²(图 6(b))。

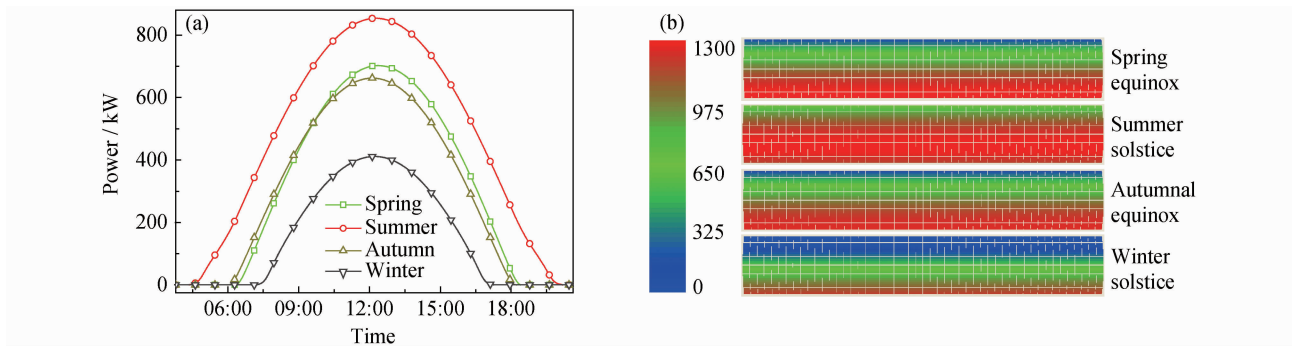


图 6 季节因素对阵列功率和辐射特性的影响 (a)不同季节阵列全天功率变化;(b)东西飞行时正午阵列有效强度分布
Fig. 6 Effects of season on radiation intensity and power
(a)whole day power at different seasons;(b)radiation intensity distribution at noon flying from east to west

3.4 飞行地点

飞艇运行区域的地理位置(经纬度,主要是纬度)

影响与太阳的相对角度关系以及所接受的太阳时长有关。图 7 给出了夏至日时在不同纬度上东西向飞行的

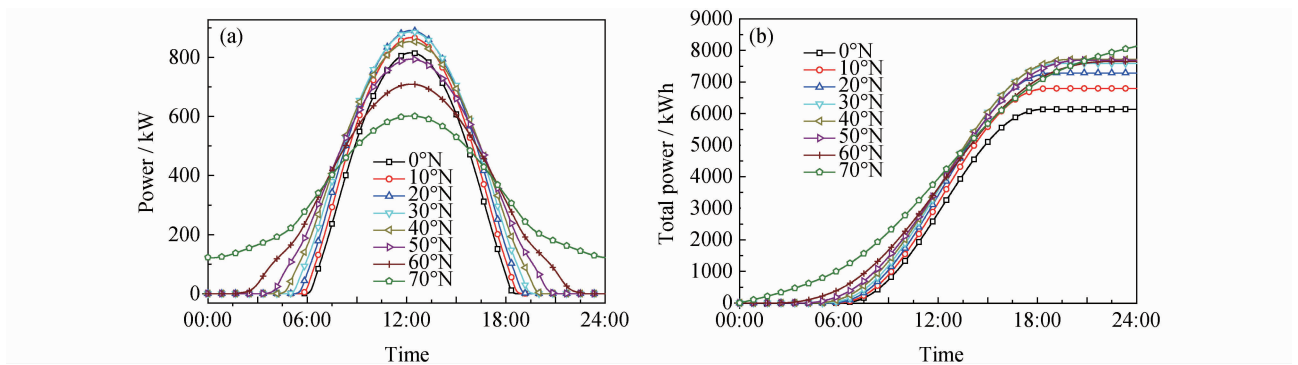


图 7 不同纬度对阵列全天功率变化(a)和接受的总能量(b)
Fig. 7 Power variation and total power at different latitudes (a)power variation;(b)total power

飞艇全天的功率波动和能量积累情况,可以看出纬度越高,所接收太阳辐照的时间越长,在 70°N 时飞艇已经进入极昼圈,24 小时均接受太阳辐射。 20°N 和 30°N 正午太阳辐照强度最高,主要原因是该位置最接近太阳直射点位置。全天接受的总能量并不随纬度或者距离直射点纬度差呈简单的线性关系,在赤道上所接收的能量最少,仅为 70°N 位置的 75%,在 $20^{\circ}\sim 60^{\circ}\text{N}$ 的范围内,阵列所全天产生的总能量并无明显差别。

3.5 太阳能模块布局影响

设定五种太阳能电池板的布局形式,长宽布置分别为 50 块 \times 30 块、45 块 \times 33 块、40 块 \times 38 块、35 块 \times 43 块、30 块 \times 50 块,分别对应尺寸为 $180\text{m}\times 90^{\circ}$ 、 $162\text{m}\times 100^{\circ}$ 、 $144\text{m}\times 114^{\circ}$ 、 $126\text{m}\times 129^{\circ}$ 、 $108\text{m}\times 150^{\circ}$ 。不同布局的太阳能阵列在冬至正午接收的太阳辐射强度分布云图如图8所示,全天的功率曲线和能

量曲线变化如图 9 所示。可以看出太阳能电池越集中在顶部布置,正午功率越强,全天所接受的平均功率和总能量也越大,因此,从能源获取角度来讲,在设计太阳能电池布局时应尽量将电池布置在艇体顶部位置。

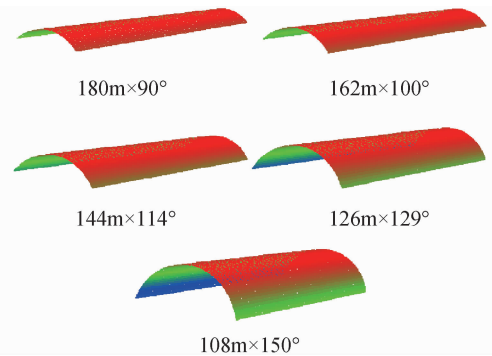


图 8 不同布局形式的太阳能阵列正午接收辐射云图
Fig. 8 Radiation intensity of different layout at noon

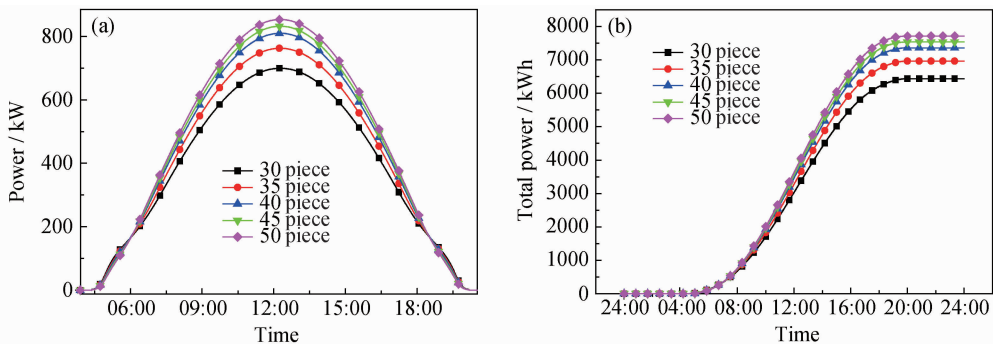


图 9 不同布局形式阵列全天功率变化(a)和接受的总能量(b)
Fig. 9 Power variation and total power with different layouts (a)power variation;(b)total power

4 结论

(1)无论东西向还是南北向飞行,飞艇在全天范围内阵列有效强度分布都会有较大变化,正午的功效是早晚的 3~4 倍。

(2)太阳高度较低时,飞艇偏航角对阵列所接受的有效强度分布和功率有一定影响,但太阳高度大于一定范围时阵列功率趋于稳定。

(3)季节对阵列有效强度分布和正午功率有较大影响, 40°N 位置运行的飞艇夏季正午功率是冬季的两倍。

(4)纬度位置影响飞艇功率变化和所产生的总能量,但并非随纬度呈简单的线性关系,夏至日时在 $20^{\circ}\sim 60^{\circ}\text{N}$ 的范围内阵列全天总能量变化很小,飞艇在 70°N 位置运行时所产生的总能量大于赤道位置。

(5)不同布局形式的太阳能阵列所获取的能量有所差别,在设计太阳能电池布局时应尽量将电池布置在艇体顶部,以获取更多能量。

参考文献

- [1] 中国宇航学会. 中国宇航学会举办临近空间飞行器发展途径研讨会[J]. 太空探索, 2011, (1): 11-15.
Chinese Society of Astronautics. Congress on developing route of near space vehicle conducted by Chinese society of astronautics [J]. Space Exploration, 2011, (1): 11-15.
- [2] 李晓阳. 变体飞艇创新技术及其科学意义[J]. 前沿科学, 2008, 2(6): 53-62.
LI Xiao-yang. The innovation technologies and science meaning of variations airships[J]. Front Edge Science, 2008, 2(6): 53-62.
- [3] 李晓阳. 变体空天飞艇[P]. 中国: 200510090070. 1. 2007-02-14.
- [4] HIU Yeung. Transformable Airship[P]. USA Patent; 7, 261, 255B2, 2005-06-11.
- [5] 赵宏生, 郭子斌, 李自强, 等. 氮掺杂 TiO_2 纳米粉体的制备及其可见光催化性能[J]. 材料工程, 2011, (3): 16-19.
ZHAO Hong-sheng, GUO Zi-bin, LI Zi-qiang, et al. Preparation and visible light photocatalytic activity of nitrogen doped nano TiO_2 powders[J]. Journal of Materials Engineering, 2011, (3): 16-19.

得到基体组织在形态和大小上极不均匀,一次枝晶和二次枝晶都很粗大,且出现了较为粗大的三次枝晶,共晶莱氏体呈不均匀的片状,铸锭的偏析较为严重;而采用 ESR-CDS 工艺得到的组织以均匀细小的树枝晶为主,莱氏体细小,有些呈短棒状,在后续的变形加工过程中对材料的组织性能更有利。

(2)铸态心部组织,ESR 工艺得到的组织等轴晶疏松粗大,且存在较为粗大的树枝晶。而采用 ESR-CDS 工艺得到的组织有大量均匀细小的树枝晶,莱氏体短、细小,较为圆滑,边部和心部的组织较为一致。

(3)在横向上,ESR 工艺得到的边部和心部组织枝晶间距相差比较大,而 ESR-CDS 工艺得到的边部和心部枝晶间距相差较少,纵向上,两者边部和心部变化趋势基本一致。

(4)采用 ESR 工艺经深腐蚀凝固组织基体与碳化物过渡区较为疏松、粗糙,部分基体内部出现了细小的裂纹,且有大量较为集中的块状碳化物;采用 ESR-CDS 工艺得到组织中存在比较多的“不连续的复合规则型”的碳化物,经深腐蚀,碳化物与基体过渡区圆滑。

参考文献

- [1] 邓玉昆,陈景榕,王世章. 高速工具钢[M]. 北京:冶金工业出版社,2002. 359—367.
- [2] 梁强,陈希春,任昊,等. 电流对 GH4169 合金电渣重熔凝固过程参数影响的数值模拟研究[J]. 航空材料学报,2012,32(3):29—34.
LIANG Qiang, CHEN Xi-chun, REN Hao, et al. Numerical simulation researches influence of current on solidification process parameters of GH4169 in electrosag remelting process[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2012, 32(3): 29—34.
- [3] 付锐, 陈希春, 任昊, 等. 电渣重熔连续定向凝固 René88DT 合金的组织与热变形行为[J]. 航空材料学报, 2011, 31(6): 8—13.
FU Rui, CHEN Xi-chun, REN Hao, et al. Study on the as-cast microstructure and deformation behavior of ESR-CDS René88DT alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(6): 8—13.
- [4] MA De-xin, GRAFE U. Microsegregation in directionally solidified dendritic-cellular structure of superalloy CMSX-4[J]. Materials Science and Engineering. A, 1999, 270(2): 339—342.
- [5] ZHOU Y Z, VOLEK A. Effect of dendrite arm spacing on castability of a directionally solidified nickel alloy[J]. Scripta Materialia, 2007, 56(6): 537—540.
- [6] 朱耀宵. 低偏析高温合金[J]. 金属热处理学报, 1997, 18(3): 16—22.
ZHU Yao-xiao. Low segregation superalloys[J]. Transactions of Metal Heat Treatment, 1997, 18(3): 16—22.
- [7] 周雪峰, 方峰, 蒋建清, 等. 高速钢 M2 中共晶碳化物 M_2C 的性质和形态[J]. 钢铁, 2009, (9): 76—80.
ZHOU Xue-feng, FANG Feng, JIANG Jian-qing, et al. Study on property and morphology of M_2C eutectic carbides in M2 high speed steel[J]. Iron and Steel, 2009, (9): 76—80.
- [8] 陈希春, 付锐, 任昊, 等. 电渣重熔连续定向凝固 FGH96 合金非金属夹杂物研究[J]. 中国新技术新产品, 2011, (10): 1—2.
CHEN Xi-chun, FU Rui, REN Hao, et al. Study on nonmetallic inclusions of ESR-CDS FGH96 alloy[J]. China New Technologies and Products, 2011, (10): 1—2.
- [9] PAYSON P. The Metallurgy of Tool Steels[M]. New York: John Wiley and Sons Inc, 1962. 187—196.
- [10] LESKOVSEK V, VIE B. Improved vacuum heat-treatment for fine-blanking tools from high-speed steel M2[J]. Materials Processing Technology, 1998, 82: 89—94.
- [11] FU H G, QIANG X, XING J D. A study on the crack control of a high-speed steel roll fabricated by a centrifugal casting technique [J]. Materials Science and Engineering A, 2008, 474(1—2): 82—87.
- [12] BERGMAN F, HEDENQVIST P, HOGMARK S. The influence of primary carbides and test parameters on abrasive and erosive wear of selected PM high speed steels[J]. Tribology International, 1997, 30(3): 183—191.
- [13] FREDRIKSSON H, BRISING S. The formation of carbides during solidification of high speed steels [J]. Scandinavian Journal of Metallurgy, 1976, 5(6): 268—275.

- 收稿日期: 2012-06-26; 修订日期: 2013-03-15
- 作者简介: 占礼春(1985—), 男, 硕士, 主要研究方向为工模具钢的研制与开发, 联系地址: 北京市海淀区学院南路 76 号, 钢铁研究总院特殊钢研究所(100081), E-mail: lichun597@126.com
-
- and Technology, 2009, (1): 26—31.
- [9] 肖治垣. 临近空间太阳能径向变体飞艇概念设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- [10] WANG Bing-zhong. The lecture of solar radiation calculation—The first chapter the calculation of astronomy parameters of solar energy[J]. Solar Energy, 1999, (2): 25—28.
- [11] FARLEY R E. Balloon Ascent: 3-D Simulation Tool for the Ascent and Float of High Altitude Balloons[R]. AIAA 2005—7412, 2005.

收稿日期: 2012-12-27; 修订日期: 2013-05-15

作者简介: 肖治垣(1966—), 男, 博士研究生, 主要从事飞艇研究, 联系地址: 北京东城区交道口南大街 67 号(100712), E-mail: robertxia@cannews.com.cn