可实现定点停泊与轨迹逼近的航天器交会控制

侯云忆 景前峰

（哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150001） （上海宇航系统工程研究所，上海 201108）

马广富

（哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150001）

摘 要：许多空间任务均需进行轨道交会，据任务的不同，对轨道交会的要求也不同，某些情况下需要跟踪星在交会的过程中暂时停泊于某一点，某些情况下对交会过程的视线角与轨迹提出一定的要求. 针对这种需求，设计了一种闭环反馈控制方法，可以使跟踪星在设定的某点进行停泊及停泊保持，也可以沿设定的某条轨迹逼近目标，以满足不同任务对交会过程的不同要求. 经仿真表明，此方法能够很好的满足任务要求，并具有精度高、能耗低、跟踪速度快的特点.

关 键 词：航天器轨道交会；闭环反馈控制；逼近控制；停泊保持；轨迹逼近

中图分类号：V 448.234

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2012)08-1124-05

Orbital rendezvous control method for berthing and tracking approach

Hou Yunyi

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Jing Qianfeng

(Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201108, China)

Ma Guangfu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The spacecraft orbital rendezvous technology is required for many missions, and the requirements of orbital control vary with the different tasks. In some cases, the tracker will be asked to stop in specified position temporarily; in other cases, the line-of-sight angle and trajectory are limited in the process of orbital rendezvous. To meet the different needs of various tasks, a closed-loop feedback control law was designed. By using this method of orbital control, the tracker can stop and keep in fixed point and approach target along the predetermined trajectory. The simulation shows that the control method has the advantages of fast tracking speed, high-accuracy, and low power consumption.

Key words: spacecraft orbital rendezvous; closed-loop feedback control; approach control; fixed point berthing; tracking approach

在载人飞船、大型空间站、空间操作、在轨维护等空间任务中，往往需要进行轨道交会，轨道交会过程可能涉及到在某点停泊、逼近等任务. 由于进行交会的飞行器其近程导航设备的安装角度与测量范围，以及对接飞行器对接口的位置与对接的特殊要求，往往对停泊点的位置、逼近的轨迹、交会过程的视线角提出特殊的要求. 针对这些要求，目前发展出不同的轨道交会方法，如：Vbar 逼近、Rbar 逼近[1]、视线制导[2]、滑移制导[3]等，但这些方法的使用范围均有一定的局限性，其精度、

收稿日期：2011-01-06；**网络出版时间**：2012-08-23 14:55

网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120823.1455.021.html

作者简介：侯云忆(1988－)，女，上海人，硕士生，yunyi.hou@gmail.com.

通用性有其不足之处. 如 Vbar 逼近是沿速度方向逼近,Rbar 逼近是沿径向逼近,滑移制导可以实现沿斜线逼近,这 3 种方法均未实现闭环反馈控制,且逼近轨迹较为单一,容易受到初值误差与干扰的影响,精度难以提高,视线制导虽实现了闭环反馈控制,有较高精度,但其逼近轨迹比较单一,难以实现复杂轨迹的逼近. 本文设计了一种可以跟踪目标状态的交会控制方法,对目标状态的运动可以进行随意设定,对状态的跟踪具有精度高、停泊与逼近方式灵活等特点,从而具备在设定点停泊,沿设计轨迹逼近目标的功能,并通过仿真对此算法进行了验证.

1　相对运动动力学建模

1.1　坐标系定义

航天器轨道坐标系原点在飞行器的质心,轴 z 沿轨道矢径负方向,轴 x 在轨道平面内与轴 z 垂直,沿轨道运动的正方向,轴 y 沿轨道平面的负法线方向. 如图 1 所示.

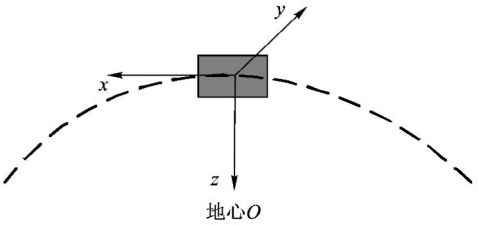


图 1　轨道坐标系定义

1.2　相对运动动力学方程

轨道交会任务涉及追踪飞行器和目标飞行器两个航天器. 而描述两个近距离航天器的相对运动,最常用的是 hill 方程[4-6]. 记目标航天器为 s,追踪器为 c,假设 s 在近圆轨道上运动,定义交会对接坐标系(即 RVD 动坐标系)为航天器 s 的轨道坐标系,即:其原点在飞行器的质心,轴 z 沿轨道矢径负方向,轴 x 在轨道平面内与轴 z 垂直,沿轨道运动的正方向,轴 y 沿轨道平面的负法线方向. 设 O 为地心,其矢量关系如图 2 所示.

由矢量关系 $\boldsymbol{\rho}=\boldsymbol{r}_c-\boldsymbol{r}_s$,及万有引力定律:

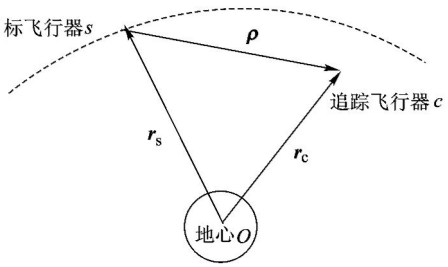


图 2　两航天器矢量关系

$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}=-\frac{\mu}{R^3}\boldsymbol{r}+\boldsymbol{u}$$,有:

$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{\rho}}{\mathrm{d}t^2}=\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_c}{\mathrm{d}t^2}-\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}_s}{\mathrm{d}t^2}=-\frac{\mu}{R_c^3}\boldsymbol{r}_c+\frac{\mu}{R_t^3}\boldsymbol{r}_t+\boldsymbol{u}_c-\boldsymbol{u}_t$$

又有其在 RVD 动坐标系下投影:

$$\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{\rho}}{\mathrm{d}t^2}=\frac{\delta^2\boldsymbol{\rho}}{\mathrm{d}t^2}+2\boldsymbol{\omega}\times\frac{\delta\boldsymbol{\rho}}{\mathrm{d}t}+\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{\rho})+\dot{\boldsymbol{\omega}}\times\boldsymbol{\rho}$$

考虑到 $\rho\ll R$,略去高阶小量,可得相对运动动力学方程:

$$\begin{aligned}\ddot{x}-2n_s\dot{z}&=u_x\\ \ddot{y}+n_s^2y&=u_y\\ \ddot{z}+2n_s\dot{x}-3n_s^2z&=u_z\end{aligned}$$

式中,n_s 为目标飞行器的轨道角速度;$\boldsymbol{u}$ 在轨道坐标系上的投影为 $\boldsymbol{u}=[u_x,u_y,u_z]$.

2　控制算法

构造相对运动状态量 $\boldsymbol{X}=[x,y,z,\dot{x},\dot{y},\dot{z}]^{\mathrm{T}}$,由线性系统理论和相对运动动力学方程,可得

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}$$

其中

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0&0&0&1&0&0\\0&0&0&0&1&0\\0&0&0&0&0&1\\0&0&0&0&0&2n_s\\0&-n_s^2&0&0&0&0\\0&0&3n_s^2&-2n_s&0&0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{O}_{3\times3}\\\boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

假设一个虚拟目标点 D 在目标飞行器 s 后方,与追踪飞行器 c 的关系如图 3 所示.

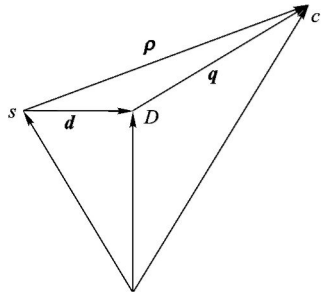


图 3　虚拟目标点 D 的位置矢量关系

相对位置矢量 $\boldsymbol{\rho}$ 的状态量即 $\boldsymbol{X}$,$\boldsymbol{q}$ 的状态量为 $\boldsymbol{X}_q=[x_q,y_q,z_q,\dot{x}_q,\dot{y}_q,\dot{z}_q]^{\mathrm{T}}$,虚拟目标 $\boldsymbol{d}$ 的状态量为 $\boldsymbol{X}_d=[x_d,y_d,z_d,\dot{x}_d,\dot{y}_d,\dot{z}_d]^{\mathrm{T}}$,有:$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{X}_d-\boldsymbol{X}_q$. 实现从初始状态 $\boldsymbol{X}(0)$ 到目标状态 $\boldsymbol{X}_d$ 的控制,需将 $\boldsymbol{X}_q=\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_d$ 控制到 $\boldsymbol{0}$,即 $\boldsymbol{X}(f)-\boldsymbol{X}_d=\boldsymbol{0}$,从而实现将最终状态控制到 $\boldsymbol{x}_d$ 的目标.

将上述矢量关系代入相对运动动力学方程，可得

$$\ddot{x}_q - 2n_s\dot{z}_q = u_x - \ddot{x}_d + 2n_s\dot{z}_d$$
$$\ddot{y}_q + n_s^2 y_q = u_y - \ddot{y}_d - n_s^2 y_d$$
$$\ddot{z}_q + 2n_s\dot{x}_q - 3n_s^2 z_q = u_z - \ddot{z}_d - 2n_s\dot{x}_d + 3n_s^2 z_d$$

设计以下控制律：

$$u_x = P_1 x_q + D_1\dot{x}_q - 2n_s\dot{z}_q + (\ddot{x}_d + 2n_s\dot{z}_d)$$
$$u_y = P_2 y_q + D_2\dot{y}_q + n_s^2 y_q + (\ddot{y}_d + n_s^2 y_d)$$
$$u_z = P_3 z_q + D_3\dot{z}_q + 2n_s\dot{x}_q - 3n_s^2 z_q + (\ddot{z}_d - 2n_s\dot{x}_d + 3n_s^2 z_d)$$

整理可得解耦的 3 个通道的微分方程：

$$\ddot{x}_q - P_1 x_q - D_1\dot{x}_q = 0$$
$$\ddot{y}_q - P_2 y_q - D_2\dot{y}_q = 0$$
$$\ddot{z}_q - P_3 z_q - D_3\dot{z}_q = 0$$

其控制律即

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{K}_1 \cdot (\boldsymbol{X} - \boldsymbol{X}_d) + \boldsymbol{K}_2 \cdot \boldsymbol{X}_d + \boldsymbol{K}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{X}}_d$$

其中

$$\boldsymbol{K}_1 = \begin{bmatrix} P_1 & 0 & 0 & D_1 & 0 & -2n_s \\ 0 & P_2 + n_s^2 & 0 & 0 & D_2 & 0 \\ 0 & 0 & P_3 - 3n_s^2 & 2n_s & 0 & D_3 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{K}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2n_s \\ 0 & n_s^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3n_s^2 & 2n_s & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{K}_3 = \begin{bmatrix} \boldsymbol{O}_{3\times 3} \\ \boldsymbol{I}_{3\times 3} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

3 定点停泊与轨迹逼近的实现

3.1 在设计点停泊的控制方法

设定目标状态 $\dot{\boldsymbol{X}}_d = \boldsymbol{0}$，则可以实现从初始状态控制到目标状态 $\boldsymbol{X}_d$，并保持在此状态，也就是将追踪飞行器控制到虚拟目标 D 点，并保持在 D 点. 此时控制律为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{K}_1 \cdot (\boldsymbol{X} - \boldsymbol{X}_d) + \boldsymbol{K}_2 \cdot \boldsymbol{X}_d$$

3.2 沿设计轨迹逼近的控制方法

若 $\dot{\boldsymbol{X}}_d \neq \boldsymbol{0}$，则目标状态在进行变化，相当于虚拟目标 D 点在移动. 如果让 D 点按照特定的轨迹移动，则可以实现让追踪飞行器沿特定轨迹逼近目标. 此时控制律为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{K}_1 \cdot (\boldsymbol{X} - \boldsymbol{X}_d) + \boldsymbol{K}_2 \cdot \boldsymbol{X}_d + \boldsymbol{K}_3 \cdot \dot{\boldsymbol{X}}_d$$

实现沿轨迹逼近的几种典型设计方法有：

1）沿 y 方向的直线逼近.

$$y_d(t) = d_{y0} + v \cdot t$$

2）在轨道平面内沿斜线逼近.

$$x_d(t) = d_{x0} + v \cdot t$$
$$z_d(t) = k \cdot t x_d(t)$$

3）沿法向平面螺旋曲线逼近.

$$x_d(t) = \rho(t) \cdot \cos[\theta_0 + v_\theta(t)]$$
$$y_d(t) = \rho(t) \cdot \sin[\theta_0 + v_\theta(t)]$$
$$\rho(t) = \rho_0 + v_\rho(t)$$

4 仿真分析

进行仿真时，假设轨道高度为 400 km，初始状态误差为 δ.

4.1 在特定点停泊的控制仿真

分别对目标状态为 3 个轴向 1 000 m 处的定点停泊控制进行了数字仿真，图 4 ~ 图 6 给出了 3 个典型任务在 RVD 坐标系下的运动轨迹，图 7 中对比了 3 次停泊控制的能耗，以便于进行分析.

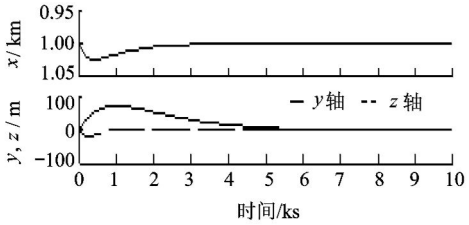


图 4 在 x 轴的停泊

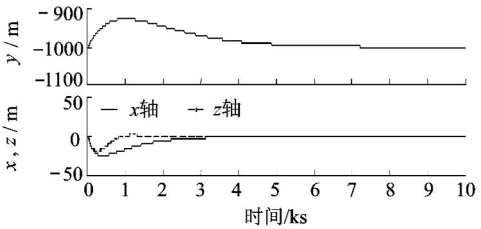


图 5 在 y 轴的停泊

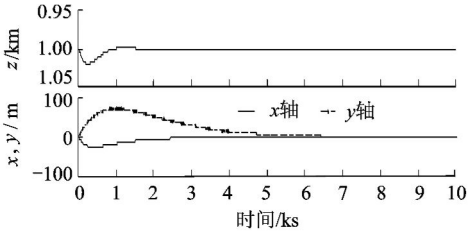


图 6 在 z 轴的停泊

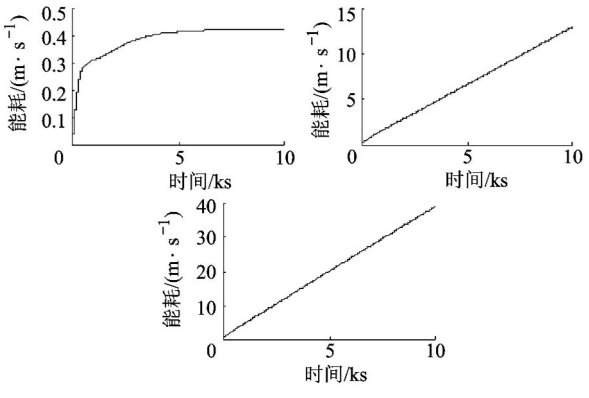


图 7 3 种停泊的能耗比较(顺序从左至右)

1）在 x 轴处停泊.

$$\boldsymbol{X}_d = [-1000,0,0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$$

2）在 y 轴处停泊.

$$\boldsymbol{X}_d = [0,-1000,0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$$

3）在 z 轴处停泊.

$$\boldsymbol{X}_d = [0,0,-1000,0,0,0]^{\mathrm{T}}$$

比较在3个轴向停泊控制的结果,包括末端位置精度和能耗,见表1.

表1　3种典型位置停泊控制性能比较

	时间/s	位置	精度/m	能耗/(m·s^{-1})
1	10000	x 轴	0.05	0.41
2	10000	y 轴	0.3	13
3	10000	z 轴	0.5	40

可进一步分析:在 x 轴停泊时,只要初始条件符合要求,就可以利用相对动力学自由运动特性停泊于稳定点,因此能耗省、精度高;须控制在 y 轴、z 轴停泊时,由于都不是可以自由停泊的稳定点,需要不断地进行控制,所以有一定的能耗;此外,z 轴的停泊控制要更加困难,是因为会有一个漂移速度,需要不断抑制这种漂移,需要的能耗最高.

4.2　沿特定轨迹逼近的控制仿真

设计沿 x,y,z 3个轴向直线跟踪、在轨道平面内沿 $z=x$ 斜线逼近、以及沿法向平面 Oxy 螺旋逼近5种逼近轨迹为目标状态并进行数字仿真. 图8~图12依次给出了5次逼近任务在RVD坐标系下的运动轨迹和能耗.

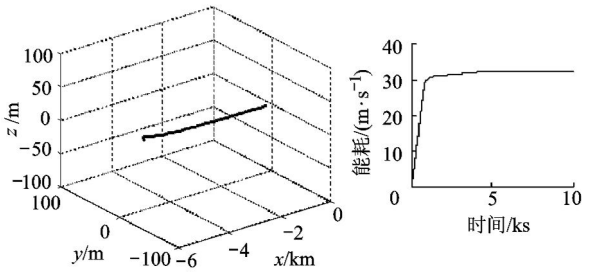


图8　沿 x 轴逼近路径与能耗

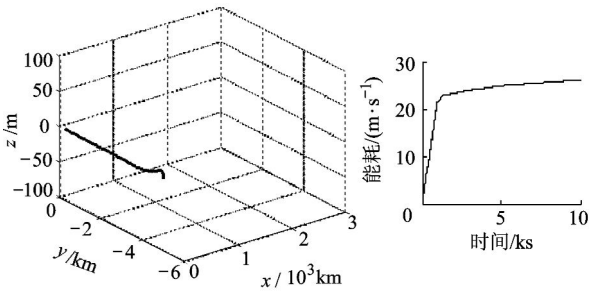


图9　沿 y 轴逼近路径与能耗

1）沿 x 轴逼近(图8):从 −5 km 逼近至 −1 km 处;

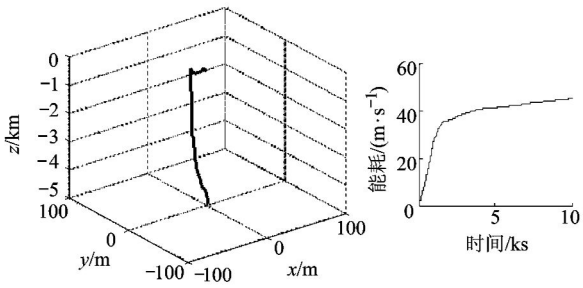


图10　沿 y 轴逼近路径与能耗

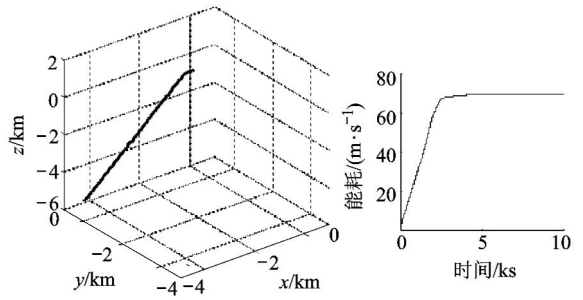


图11　沿 $z=x$ 轨迹逼近路径与能耗

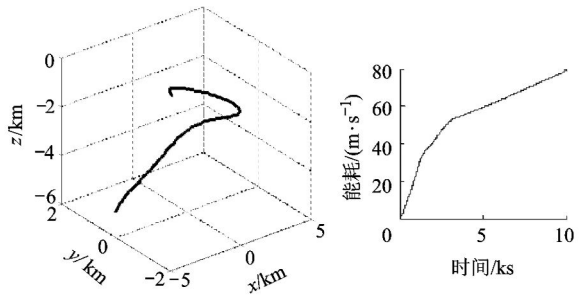


图12　沿 Oxy 平面螺旋逼近路径与能耗

2）沿 y 轴逼近(图9):从 −5 km 逼近至 −1 km 处;

3）沿 z 轴逼近(图10):从 −5 km 逼近至 −1 km 处;

4）沿 $z=x$ 轨迹逼近控制(图11):从 −5 km 逼近至 −1 km 处;

5）沿 Oxy 平面螺旋曲线逼近(图12):从 −5 km逼近至 −1 km 处.

通过以上5种典型逼近轨迹的仿真与比较,可以分析:当沿 x 轴逼近时,由于在 x 轴上有一连串稳定点,可以部分利用相对动力学自由运动特性,所以能耗较省;而在实现沿 y 轴、z 轴、$z=x$ 轨迹、Oxy 螺旋曲线逼近时,由于影响系统的耦合项较大,能耗较高;同时发现,沿 z 轴、$z=x$ 轨迹的逼近更加困难,同样是因为 z 不为0时,会有一个漂移相对速度,需要不断抑制这种漂移,所以需要的能耗最高.

针对以上功能实现和控制性能的特点,在逼

近轨迹设计的多样性和精度上和其他交会控制方法进行了比较,本文所提出的方法在灵活性和精准性上有较好的表现,见表 2.

表 2 与其他交会控制方法比较

方法	逼近轨迹	精度
1 Vbar/Rbar	沿速度方向/径向	非闭环反馈控制,受到初始误差与干扰影响,精度大幅降低
2 滑移制导	沿 x 轴、y 轴、斜线	
3 视线制导	保持视线角不变	同为闭环反馈控制,精度与本文方法相当
4 本文方法	沿 x 轴、y 轴、斜线、螺旋线及其他设定轨迹	20 m

5 结 论

本文针对轨道交会中可能出现的停泊点保持与逼近轨迹的特殊要求,设计了一种可快速跟踪设定目标状态的控制方法,通过数学仿真表明,此种控制方法可以很好地实现在特定点进行停泊保持与沿特定轨迹进行逼近,并且具有精度高、逼近方式灵活等特点.

参考文献(References)

[1] 林来兴. 空间交会对接技术[M]. 北京:国防工业出版社,1995

Lin Laixing. Space rendezvous and docking technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press,1995(in Chinese)

[2] 王颖,吴宏鑫,解永春. 基于视线制导的交会停靠控制方法[J]. 航天控制,2004,22(6):21 - 24

Wang Ying, Wu Hongxin, Xie Yongchun. Line of sight guidance based rendezvous and berthing control method [J]. Areospace Control, 2004,22(6):21 - 24(in Chinese)

[3] 朱仁璋,尹艳. 论空间交会最终平移段制导设计[J]. 中国空间科学技术,2004,5:1 - 8

Zhu Renzhang, Yin Yan. Guidance strategy design for the final translation of space rendezvous [J]. Chinese Space Science and Technology,2004,5:1 - 8(in Chinese)

[4] Hablani H B. Guidance and relative navigation for autonomous rendezvous in a circular orbit[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002,25(3):553 - 562

[5] 陈统. 空间自主交会的轨道动力学与控制方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,宇航学院,2008

Chen Tong, A study on orbital dynamics and control of space autonomous rendezvous[D]. Beijing:School of Austronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008 (in Chinese)

[6] Singla P, Subbarao K, Junkins J L. Adaptive output feedback control for spacecraft rendezvous and docking under measurement uncertainty[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamic, 2006, 29(4):892 - 902

(编 辑:张 嵘)

(上接第 1105 页)

[5] 魏永田,孟大伟,温嘉斌. 电机内热交换[M]. 北京:机械工业出版社,1998:24 - 33

Wei Yongtian, Meng Dawei, Wen Jiabin. Heat exchange in motor [M]. Beijing:China Machine Press,1998:24 - 33 (in Chinese)

[6] Atallah K, Zhu Z Q, Howe D. An improved method for predicting iron losses in brushless permanent magnet DC drives[J]. IEEE Transactions on Magnetics,1992,28(5):2997 - 2999

[7] 张颖博,王凤翔,邢军强,等. 高速永磁电机铁耗计算方法研究[J]. 大电机技术,2009,8:39 - 43

Zhang Yingbo, Wang Fengxiang, Xing Junqiang, et al. Research on calculation method of core loss for high speed PM machine [J]. Large Motor Techniques,2009,8:39 - 43(in Chinese)

[8] Shigematsu K, Oyama J, Higuchi T, et al. The study of eddy current inrotor and circuit coupling analysis for smallsize and ultra-high speed motor[C] //Wang Zhaoan. Proceedings of 4th International Power Electronics and Motion Control Conference. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press,2004,1:275 - 279

[9] AglenO. Loss calculation and thermal analysisof a high-speedgenerator[C]//2003 IEEE International Electric Machines and Drives Conference. Madison: IEEE,2003,2:1117 - 1123

[10] Zhang Dianhai, Wang Fengxiang, Kong Xiaoguang. Air friction loss calculation of high speedpermanent magnet machines[C] //Yang K, Wang J. Proceedings of the 11th International Conference on Electrical Machines and Systems. Piscataway, NJ: Institute of Electrical and Electronics Engineers,2008:320 - 323

[11] Huang Yunkai, Zhu Jianguo, Guo Youguang. Thermal analysis of high-speed SMC motor based on thermal network and 3-D FEA with rotational core loss included[J]. IEEE Transactions on Magnetics,2009,45(10):4680 - 4683

[12] Nerg J, Rilla M, Pyrhonen J. Thermal analysis of radial-flux electrical machines with a high power density[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2008,55(10):3543 - 3554

[13] Aglen O, Andersson A. Thermal analysis of a high-speed generator[C] // IEEE Industry Applications Society. Salt Lake: Institute of Electrical and Electronics Engineers,2003,1:547 - 554

[14] Zhou Fengzheng, Shen Jianxin, Fei Weizhong, et al. Study of retaining sleeve and conductive shield and their influence on rotor loss in high-speed PM BLDC motors[J]. IEEE Transactions on Magnetics,2006,42(10):3398 - 3400

[15] Kolondzovski Z, Belahcen A, Arkkio A. Comparative thermal analysis of different rotor types for a high-speed permanent-magnet electrical machine[J]. IET Electric Power Applications, 2009,3(4):279 - 288

(编 辑:刘登敏)