

空中加油受油机横侧动操稳特性研究

宋双杰, 张玉莲

西安航空职业技术学院, 西安 710089

摘要 空中加油时, 加油机的气动力和力矩对受油机的操纵影响较大。需对影响大小进行定量分析, 得出确定结论。本文对受油机的横侧动稳定性及操纵性进行了研究, 确定了作用在受油机上由加油机翼端涡场引起的气动力和力矩的大小, 提出一种简化气动模型, 并将导数形式的力和力矩用于线性运动方程。研究表明, 受油机具有发散的振荡特性, 且主要由倾斜和侧向移动组成; 飞行员在飞行时可通过不断操纵副翼来控制发散模态, 保持飞机稳定。

关键词 空中加油; 受油机; 横侧动稳定性; 横侧操纵性; 气动模型

中图分类号 V211.1

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2011.04.09

Lateral Dynamic Stability of Aerial Refueling Aircraft and Tanker Aircraft

SONG Shuangjie, ZHANG Yulian

Xi'an Aeronautical Polytechnic Institute, Xi'an 710089, China

Abstract During the air refueling, the aerodynamic force and the vortex field of the refueling tanker aircraft would greatly affect the manipulation of the refueling aircraft, and it is important to study this impact. This paper studies the cross-lateral dynamic stability and controllability of the air refueling tanker aircraft. The aerodynamic force and the vortex field of the refueling tanker aircraft on the wing of the refueling aircraft are determined through a simplified aerodynamic model. These forces and moments are expressed in a derivative form to be applied in the linear equations of motion. It is shown that the aerial refueling tanker aircraft would experience a divergent oscillation, mainly composed of tilt and lateral movement. By the manipulation of ailerons to control the divergence continuous mode, the aircraft may keep stable. The results of the present paper may serve as a theoretical basis for action that can be taken for other types of manipulation and other types of refueling aircraft.

Keywords aerial refueling; refueling machine; lateral side dynamic stability; cross-side maneuverability; aerodynamic model

0 引言

空中加油时, 由于翼尖涡后延, 加油机尾部会形成强烈的翼端涡, 对受油机的操、稳特性形成较大干扰^[1-2]。受油机在加油机的下洗(指加油机上下翼面气流速度差引起的向下的气流矢量)和侧洗(指加油机机身压迫气流流向受油机的气流矢量)气流中飞行, 会在受油机正常飞行的气动力和力矩基础上产生附加的气动力和力矩, 增加了受油机的诱导阻力和动不稳定性^[3], 附加的气动力和力矩大小取决于受油机和加油机的相对位置与姿态。为保持受油机的位置和姿态, 飞

行员必须对飞机进行连续操纵。空中加油时, 飞机的典型对接方式如图 1 所示^[4-5]。

加油机翼端涡气动数学模型为马蹄涡模型^[5-8]。研究表明, 受油机处于正常受油位置时, 该模型与受油机气动状态吻合。受油机正常受油位置根据加油软管和伞套的长度而定, 在加油管后下方。在加油过程中, 受油机在水平方向和垂直方向上可偏离基准位置 $\pm 2\text{m}$, 按线性运动方程对受油机的运动求解, 可得到很好的近似结果, 其中包括由于受油机相对于加油机位置和姿态所引起的附加气动导数。

收稿日期: 2010-01-08; 修回日期: 2011-01-09

作者简介: 宋双杰, 讲师, 研究方向航空机电设备维修及航空测试技术, 电子信箱: ssj1114@126.com; 张玉莲(通信作者), 教授, 研究方向为航空测试与控制技术, 电子信箱: zyl999@126.com

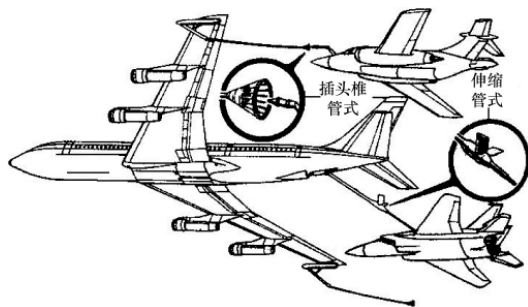


图 1 空中加油和加油方式
Fig. 1 Aerial refueling and refueling methods

本文对空中加油状态下,加、受油机的飞行记录进行了研究,确定了空中加油状态下加、受油机的特定组合位置和姿态的导数及动稳定性特性;计算了取决于加、受油机的垂直间距及翼展比值的 2 个重要导数(倾斜角 φ 产生的滚转力矩导数 L_φ 、侧向位移 y 产生的滚转力矩导数 L_y)。为了保证横侧操纵性与动稳定性相关联,需保持受油机处在加油机后合适的基准位置上。

1 基准位置飞行状态和飞机数据

加油机在 5200m 高度,以 0.62Ma 的速度稳定直线平飞;受油机在加油机后约 16m、下 4m。加、受油机的有关数据为:① 加油机:翼面积 165.65m²,翼展 33m,质量 60000kg;② 受油机:翼面积 23m²,翼展 7.154m,质量 7130kg,根梢比 12.92,平均空气动力弦处的机翼后掠角 57°,机翼厚度与弦长之比 0.05,垂尾面积 4.45m²,垂尾高 2.55m,垂尾气动重心在飞机重心后 6.8m 处。

2 气动模型

加油机机翼产生翼端涡面,起初涡面与机翼处于同一个平面,之后在下游几个翼展长的距离内,涡面完成“卷起”过程,形成一对翼端涡^[4-6],如图 2 所示。

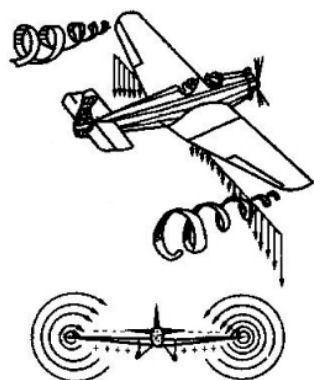


图 2 加油机翼端涡的形成
Fig. 2 Tanker end of the formation of vortex

加油机翼端涡在受油机位置上引起的诱导速度包括由马蹄涡模型和穆尔模型^[7-12]表征的诱导速度,如图 3 所示。图中,机体坐标系 $Oxyz$ 以加油机重心为原点, z_R/b_T 是受油机 z 向位移与加油机翼展之比, x_R/b_T 是受油机 x 向位移与加油机翼展之比, y/b_T 是加油机偏离对称面的距离与加油机翼展之比, v_w/U_c 是加油机尾流 y 向速度分量与受油机在基准状态下沿轴向速度分量之比, w_w/U_c 是加油机尾流 z 向速度分量与受油机在基准状态下沿轴向速度分量之比。由图 3 知,两模型间存在较好的一致性。假定加油机机翼展向载荷椭圆分布,马蹄涡展向间距为 0.25π 展长,受油机处在基准位置时,翼端涡系向下的诱导位移与加、受油机垂直间距相比很小,受油机处在加油机 2 个翼端涡的黏性涡核之外,该影响可以忽略不计(气动模型未将尾喷流、加油软管、加油机机身和尾翼的影响包括进去)。在基准飞行状态下,加油机下洗气流对受油机的影响很小,可以忽略。

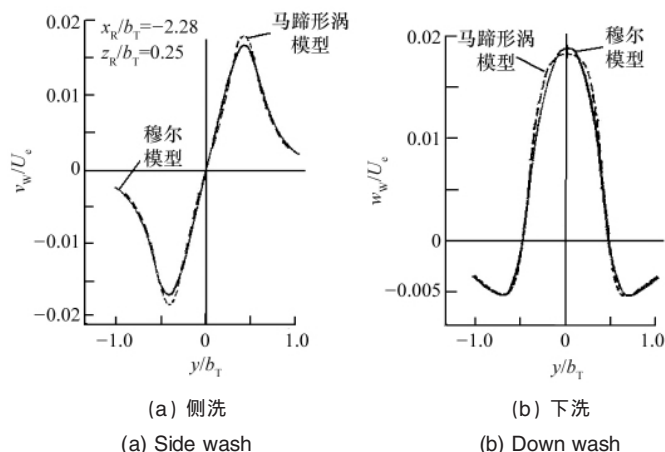


图 3 受油机基准位置的诱导侧洗和下洗
Fig. 3 Inductive sidewash and downwash at refueling aircraft base location

加油机引起的气动载荷主要取决于侧洗,而机翼载荷主要取决于下洗^[6,11-12]。由于飞机“有效反角”出现在侧洗场,在受油机机翼上产生了附加载荷。受油机从加油机尾迹中心线向侧向移动的时候产生了滚转力矩,该力矩是由变化的下洗场和侧洗场引起的,侧洗影响不大,可以用近似方法估算。确定重心处的侧洗速度为 v_w ,此处的 v_w 是沿 y 轴分量的,同时滚转力矩取为 $-v_w L_v$ 。用漩涡尾迹模型^[1,7-14]可以得出受油机的配平变化特性,受油机进入加油机下洗区时,必须让飞机抬头并增加发动机的推力,以补偿在下洗场中向后偏斜的升力矢量。

3 气动结果

图 4 为空中加油时,加油机尾迹中典型的下洗、侧洗速度分布 w_w, v_w 。 w_w 和 v_w 在 x 方向的变化可以忽略, x 向诱导速度也可以忽略。在基准位置上,受油机诱导阻力系数增量约

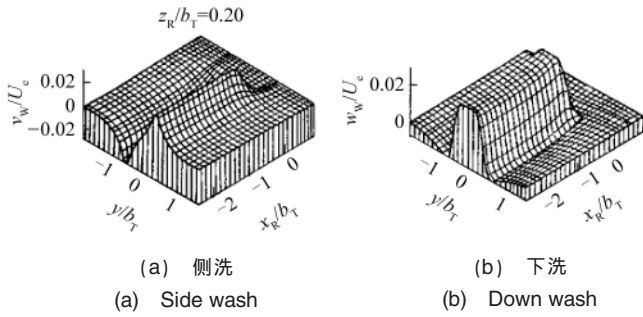


图4 基准飞行状态马蹄形涡引起的诱导速度场
Fig. 4 Velocity field caused by baseline flight horseshoe vortex

为 0.005。

横侧稳定性分析需要侧力、滚转力矩和偏航力矩特性^[15-16], 这些特性取决于受油机在加油机旋涡尾迹中的横向位置、倾斜姿态和偏航姿态。2 个起支配作用的附加气动导数为由倾斜角 φ 引起的滚转力矩导数 L_φ 和侧向位移 y 引起的滚转力矩导数 L_y 。这 2 个导数均为负, 说明受油机横向位置和倾斜姿态是静稳定的。

对 L_φ 进行分析发现, 如果飞机正向倾斜, 且向着翼端涡上升, 左侧机翼下洗增加, 右侧机翼下洗降低, 使右机翼升力增大, 左机翼升力减小, 形成一个使飞机恢复到水平位置的滚转力矩。从加油机翼端涡中心向右移动飞机, 效果与正坡度相同, 即右翼下洗减少, 左翼下洗增加。侧向移动得到的滚转力矩为负, 会引起飞机左滚, 升力增量向左倾斜, 产生稳定响应。此外, 侧洗和“有效反角”在两翼产生的升力不对称, 产生滚转力矩。侧洗对垂尾的作用是不稳定的, 即 L_y 为正。

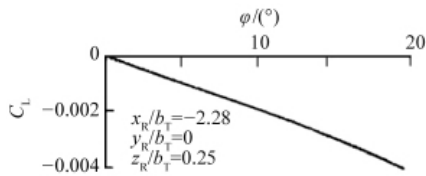


图5 倾斜角引起的滚转力矩系数
Fig. 5 Roll moment coefficient caused by tilt angle

图 5、图 6 为作用在受油机上的滚转力矩系数 C_L 随倾斜角 φ 和侧向位移系数 y/b_T 的变化。由图 6 可知, 位移系数较小时 C_L 变化是线性的, 证实了气动导数的作用。对于其他影响, 如 L_φ 随 y/b_T 的变化经研究证明可以忽略。

加油机和受油机质量一定时, 气动导数主要取决于飞机之间的垂直间距。当受油机接近加油机翼端涡时, 导数值增大。按正常构型提供的导数 L_φ 和 L_y 见图 7。简捷形式的气动导数实验的计算结果如下。

- (1) 侧力导数: $y_\psi=0.0186s^{-2}, y_\varphi=-0.346ms^{-2}, y_\psi=0.307ms^{-2}$ 。
- (2) 滚转力矩导数: $l_y=0.0272m^{-1}s^{-2}, l_\varphi=0.618s^{-2}, l_\psi=0.0153s^{-2}$ 。
- (3) 偏航力矩导数: $n_y=-0.00225m^{-1}s^{-2}, n_\varphi=0.0454s^{-2}, n_\psi=$

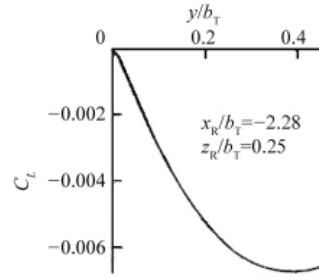


图6 侧向位移引起的滚转力矩系数
Fig. 6 Rolling moment coefficient caused by lateral displacement

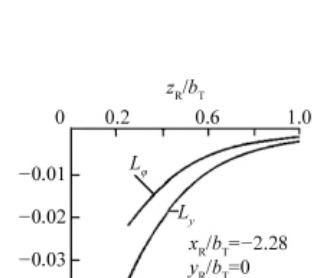


图7 垂直间距条件下气动导数 L_φ 和 L_y 的变化
Fig. 7 Variations of aerodynamic derivatives L_φ and L_y under the condition of vertical spacing

$0.0621s^{-2}$ 。

其中, l 表示由某参数引起的简捷形式的滚转力矩导数, m 为飞机质量, s 为机翼面积。

4 飞机运动方程

空中加油时, 受油机保持机翼接近于水平的基准状态。其起始状态为稳定、直线平飞状态, 使用线性运动方程研究受油机的动稳定性是合理的。

方程解耦为 2 个描述纵向和横向运动的独立方程组。操纵装置固定, 起始状态与 Ox 轴水平, 横侧运动方程的简捷形式为^[17-20]

$$\begin{bmatrix} D+y_v & y_p D+y_\varphi-g & (U_c+y_r)D+y_\psi & y_y \\ l_v & (D+l_p)D+l_\varphi & (l_r D+l_r)D+l_\psi & l_y \\ n_v & (l_r D+n_p)D+n_\varphi & (D+n_r)D+n_\psi & n_y \\ -1 & 0 & -U_c & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ \varphi \\ \psi \\ y \end{bmatrix} = 0 \quad (1)$$

其中, $y_v, y_p, y_\varphi, y_r, y_\psi, y_y$ 分别为 y 轴速度分量、滚转角速度、倾斜角、偏航角速度、偏航角和 y 向位移引起的受油机重心的简捷形式侧力导数, $l_v, l_p, l_\varphi, l_r, l_\psi$ 为各参数引起的受油机重心的简捷形式滚转力矩导数, n 为简捷形式的偏航力矩导数, y 为侧向位移, U_c 为基准飞行速度, D 为微分算子。

为了确定飞机特征模型, 式(1)变为一阶形式 $Ax=\lambda Bx$ 求解通用的特征问题。其中, A 和 B 为实数矩阵, λ 为特征值, 特征向量 $x=(\beta \ p \ \varphi \ r \ \psi \ y/b_T)^T$ 。

5 动稳定性结果

根据前面提供的结果数据及估算的附加气动导数, 确定基准飞行条件下的飞机横侧模态。在特征向量标准化, 最大模数分量为实数, 模数的平方和等于 1 的情况下, 荷兰滚振荡阻尼比正常飞行小得多, 特征根为 $\lambda_{1,2}=-0.0520 \pm 0.92i$ 。

最有意义的模态是发散振荡, 周期为 12.8s, 倍幅时间为 3.6s。忽略侧滑、气动力和惯性积, 仅考虑侧力方程和滚转力矩方程, 得到这种运动的近似方程。与滚转运动相比, 偏航运动很小, 则滚转运动方程中的 φ_{l_ψ} 和 rl_r 两项可以被忽略, 则式

(1)简化为

$$\begin{bmatrix} D^2 & -g \\ l_y & D^2 p D + l_\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \psi \end{bmatrix} = 0 \quad (2)$$

其特征方程为

$$l\lambda^4 + l_p \lambda^3 + l_y \lambda^2 + g l_y = C \quad (3)$$

罗斯判别式^[22-23] $R = -gl_y l_p^2 < 0$ 表示动不稳定性,当每个系数都为正时,是稳定性的必要条件。对于基准飞行状态,式(3)的解为 $\lambda_{1,2} = -0.715 \pm 0.643i, \lambda_{3,4} = 0.210 \pm 0.49i$,分别表示阻尼振荡和非阻尼振荡,并且与精确运动方程求出的值相吻合。

在 l_φ 和 l_y 的取值范围内,采用四阶特征方程对发散振荡模态进行参数分析,结果如图8所示,增加 l_φ 或者降低 l_y 改善了阻尼。在 l_φ 和 l_y 的考虑范围内,阻尼与 l_φ/l_y 有近似关系。根据图7所示的结果, l_φ/l_y 与加、受油机的垂直间距没有非常直接的关系,但受到加、受油机翼展之比影响。在升力系数保持不变的条件下,改变加油机翼展和展弦比,分析 l_φ/l_y ,结果如图9所示,增大加、受油机翼展的比值使 l_φ/l_y 降低,从而改善了发散振荡阻尼。考虑受油机装有偏航阻尼器,随之确定了阻尼器对特征根的影响,发现偏航阻尼器主要改善了荷兰滚振荡阻尼,对发散振荡也有影响。

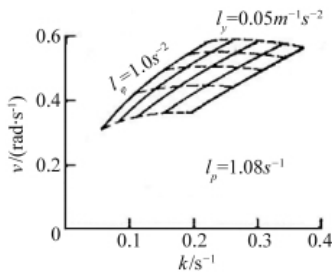


图8 基准飞行状态下 l_φ 和 l_y 对不稳定近似模态的影响
Fig. 8 Effect of l_φ and l_y on the approximate mode of instability under the baseline condition

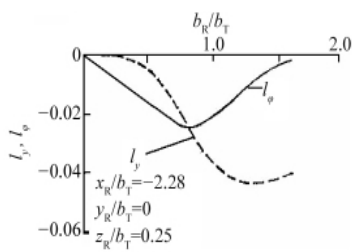


图9 标准形式气动导数 l_φ 和 l_y 随受、加油机翼展之比的变化
Fig. 9 Variation of aerodynamic derivatives l_φ and l_y of the standard form against the wingspan ratio of refueling tanker planes

改变加、受油机垂直间距和燃料载荷,模态的特性变化并不大。

6 飞机的操纵性

空中加油时,为了保持受油机与加油机的相对位置,需

要对受油机进行连续的小操纵运动。根据典型飞行记录,需要使用副翼的交替、微量的方向舵操纵运动保持飞机水平飞行。模拟试验指出,为了控制发散振荡,这些操纵运动应该符合控制发散振荡所要求的操纵运动。如图10的响应曲线所示,由侧倾、侧向位移引起的发散振荡是主要模态。如果出现过分的侧倾、侧向位移,受油机就会变得很难控制,甚至不能控制。

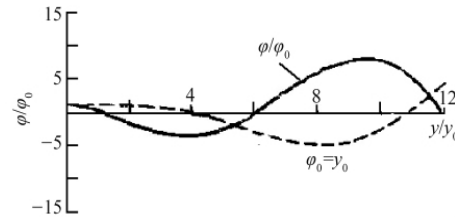


图10 飞机对倾斜、侧向位移的响应
Fig. 10 Response of the plane to tilt and lateral displacements

7 结论

空中加油时,在作用在受油机上由加油机翼端涡场引起的附加气动导数已知的情况下,可采用线性运动方程来确定受油机横侧稳定性。由侧倾位移引起的滚转力矩及侧向位移引起的滚转力矩引起的2个气动导数是最重要的。对于受油机相对于加油机位置和姿态来说,受油机本身是静稳定的,但主要表现出由倾斜、侧向位移引起的发散振荡,且倍幅时间很短,该模态可通过飞行员不断操纵副翼加以控制。

参考文献 (References)

- [1] Bradley J. The handling and performance trials needed to clear an aircraft to act as a receiver during air-to-air refueling [R]. DTIC Technical Report Citation, ADP004106, Belvoir, VA: DTIC, 1984: 7.
- [2] Sriram V, Atilla D. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximities [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Providence: AIAA, 2004.
- [3] Vassberg J, Yeh D, Blair A, et al. Numerical simulations of KC-10 in-flight refueling hose-drogue dynamics with an approaching F/A-18D receiver aircraft [C]. 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Toronto: AIAA, 2005.
- [4] Smith R K. Seventy-five years of inflight refueling: highlights, 1923-1998 [M]. Washington DC: Air Force History and Museums Program, 1998.
- [5] 谢础, 贾玉红. 航空航天技术概论 [M]. 2版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.
Xie Chu, Jia Yuhong. Introduction to aerospace technology [M]. 2nd ed. Beijing: Beihang University Press, 2008.
- [6] 国外航空编辑部. 航空名词浅释 [M]. 北京: 国外航空编辑部, 1978.
Editorial Department of Foreign Aviation. Air noun simple explanation [M]. Beijing: Editorial Department of Foreign Aviation, 1978.
- [7] 李克文, 连淇祥. 湍流边界层中马蹄形涡的形成方式 [J]. 力学学报, 1992, 24(2): 145-151.
Li Kewen, Lian Qixiang. Mechanics Sinica, 1992, 24(2): 145-151.

- [8] Lian Qixiang. A visual study of the coherent structure of the turbulent boundary layer in flow with adverse pressure gradient [J]. *J Fluid Mech*, 1990, 215: 101-124.
- [9] 刘天舒, 史胜熙. 附面层中马蹄形旋涡的实验研究[J]. 实验力学, 1989, 4(3): 290-296.
Liu Tianshu, Shi Shengxi. *Experimental Mechanics*, 1989, 4(3): 290-296.
- [10] 张兆顺, 崔桂香, 许春晓. 湍流理论与模拟 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
Zhang Zhaoshun, Cui Guixiang, Xu Chunxiao. Theory and modeling of turbulence[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.
- [11] Hayerkamp S, Neuweh G, Jacob D. Studies on the influence of outboard flaps on the vortex wake of a rectangular wing [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, 7(5): 331-339.
- [12] Carsten W S, Klaus -Uwe H. Full-flight simulator study for wake vortex hazard area investigation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(2): 136-143.
- [13] 张兆顺, 崔桂香. 流体力学[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2006.
Zhang Zhaoshun, Cui Guixiang. Fluid mechanics [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
- [14] 柯葵, 朱立明. 流体力学与流体机械[M]. 上海: 同济大学出版社, 2009.
Ke Kui, Zhu Liming. Fluid mechanics and fluid machinery [M]. Shanghai: Tongji University Press, 2009.
- [15] 高浩. 飞行动力学——飞机操纵性与稳定性[M]. 广汉: 中国飞行员学院, 1991.
Gao Hao. Flight dynamics—Stability and stability of the aircraft gymnastics[M]. Guanghan: Institute of Chinese Pilots, 1991.
- [16] 别佑士金斯 Γ C, 斯杜得涅夫 P B. 飞行空气动力学——纵向和横动
动力学[M]. 西安: 《飞行力学》编辑部, 1982.
Bie Youshijinsi Γ C, Si Dudeniefu P B. Flight aerodynamics—Longitudinal and lateral dynamics [M]. Xi'an: Editorial Department of *Flight Dynamics*, 1982.
- [17] 埃特肯 B. 大气飞行动力学[M]. 何植岱, 范立钦, 许佩扬, 等译. 北京: 科学出版社, 1979.
AiTeKen B. Atmospheric flight dynamics[M]. He Zhidai, Fan Liqing, Xu Peiyang, et al trans. Beijing: Science Press, 1979.
- [18] Etkin B, Reid L D. Dynamics of flight: stability and control [M]. 3rd ed. New York: Wiley, 1996.
- [19] Cook M V. Flight dynamics principles[M]. London: Arnold, 1997.
- [20] 高浩, 朱培申, 高正红. 高等飞行动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
Gao Hao, Zhu Peishen, Gao Zhenghong. Advanced flight dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004.
- [21] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aviation aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.
- [22] 郑君里. 信号与系统[M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2000.
Zheng Junli. Signals and systems[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2000.
- [23] Oppenheim A V, Willsky A S, Hamid S N, et al. Signals and systems [M]. 2nd ed. 北京: 电子工业出版社, 2002.
Oppenheim A V, Willsky A S, Hamid S N. Hamid Nawab. Signals and Systems[M]. 2nd ed. Beijing: Electronics Industry Press, 2002.

(责任编辑 刘志远)

《科技导报》“封面文章”征稿

为快速反映我国最新科技研究成果,《科技导报》拟利用刊物最显著位置——封面将最新科研成果在第一时间予以突出报道。

来稿要求: 研究成果具创新性或新颖性; 反映该领域中国乃至世界前沿研究水平; 可以图片形式予以反映, 图片美观、清晰、分辨率超过 300dpi; 文章篇幅不限, 要说明研究的背景、方法、取得的结果、结论。

在线投稿: www.kjdb.org。

