二维织物增强层合板高速冲击后拉伸性能模拟

邹 健 程小全 陈 浩 邵世纲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191) (中国运载火箭技术研究院，北京 100076)

摘 要：针对目前国内直升机结构上常用的两种二维织物增强复合材料层合板进行了高速冲击后的拉伸性能分析.根据层合板高速冲击的损伤,在大型商用有限元软件的基础上利用逐渐损伤累积方法建立了损伤后层合板的拉伸损伤扩展与破坏的有限元分析模型,并将其计算结果与经验公式进行了对比.结果表明,该模型结果与经验公式结果吻合,且能直观给出各铺层的损伤扩展过程和机理,对于分析受高速冲击后二维织物增强复合材料层合板的损伤容限性能有重要参考价值.

关 键 词：复合材料层合板；高速冲击；有限元；拉伸强度

中图分类号：TQ 171

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)06-0638-05

Tensile properties simulation of two-dimensional woven reinforced composite laminates after high velocity impact

Zou Jian Cheng Xiaoquan Chen Hao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Shao Shigang

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The tensile performances after high velocity impact of two kinds of two-dimensional woven reinforced composite laminates often used in helicopter structures were analyzed. As for high velocity impact damage characteristics of composite laminates, a finite element model, using commercial software and damage cumulation method, was established to simulate the damage propagation and breakage under tensile load in two-dimensional woven reinforced composites laminates after high velocity impact. The simulation results were compared with experiential formula results to verify this model. It shows that they are well coordinate, and the model is relatively simple and intuitionistic to estimate damage propagation and residual tensile strength, which offers important reference for the two-dimensional woven reinforced composite laminates damage tolerance analysis after high velocity impact.

Key words: composite laminates; high velocity impact; finite element method; tensile strength

复合材料在现代直升机结构特别是桨叶上得到了广泛的应用,其使用量现已成为新一代直升机技术先进水平的重要标志之一.而直升机的飞行环境异常复杂,特别是对武装直升机来说,其桨叶在飞行过程中可能会受到高速冲击物的攻击,往往造成穿透性损伤,这种损伤严重影响飞行中飞机的安全性和生存能力.因此通常需要确定复合材料桨叶受弹伤后的剩余强度和寿命,为损伤容限设计提供依据,以确保直升机在被12.7 mm机枪弹或21～23 mm机炮弹击中后至少能持续安全飞行30 min.

现有复合材料受冲击的研究中,大都集中于

收稿日期：2007-05-21

作者简介：邹 健(1983—),男,湖南衡阳人,硕士生,zoujian925@gmail.com.

复合材料的冲击损伤特性[1−5]及复合材料受冲击后其压缩力学性能[6]，较少涉及到复合材料受高速冲击后其拉伸力学性能的研究. 而直升机桨叶在高速旋转引起的离心力作用下处于拉伸状态，工程人员对受高速冲击损伤层合板拉伸剩余强度的估算必须依靠于经验公式，而该公式只能用来计算层合板的拉伸剩余强度，很难应用于受高速冲击直升机桨叶这类结构上，严重影响了我国直升机复合材料结构损伤容限设计技术的发展.

本文建立了适用于受高速冲击损伤复合材料结构损伤累积扩展及破坏的有限元模型. 利用该模型研究了国内直升机结构中常用的二维织物增强复合材料 G803/5224 和 G827/5224 层合板受高速冲击损伤后的拉伸性能. 旨在深入了解复合材料层合板受高速冲击损伤后的拉伸破坏机理，为直升机桨叶等结构受高速冲击后的损伤容限设计提供一种便于工程应用的方法.

1　高速冲击损伤

1.1　研究对象

本文选取了在直升机结构上广泛应用的二维织物增强复合材料 G803/5224 和 G827/5224 作为研究对象. 试件尺寸为 300 mm×75 mm 的矩形层合板，G803/5224 试件铺层顺序均为$[(\pm 45)/(0,90)/(\mp 45)/(0,90)/(\mp 45)/(90,0)/\overline{(0,90)}]_S$，G827/5224 试件铺层顺序为$[-45/0/45/90]_{4S}$. 两种材料性能数据与厚度列于表 1.

表 1　G803/5224 和 G827/5224 材料性能及厚度[7]

材料	强度/MPa						弹性常数				厚度/mm
	X_C	X_T	Y_C	Y_T	S_{12}	S_{13}	E_{1T}/GPa	E_{2T}/GPa	G_{12}/GPa	μ_{12}	
G803/5224	500	530	500	450	110	78	66	60	4.6	0.09	0.285
G827/5224	900	1400	200	50	98	105	130	9.4	5.2	0.34	0.16

注：X_T 和 X_C 为材料 1 向的拉伸与压缩强度；Y_T 和 Y_C 为材料 2 向的拉伸与压缩强度；S_{12} 和 S_{13} 为剪切强度；E_{1T} 和 E_{2T} 为材料 1 向与 2 向的拉伸模量；G_{12} 为材料面内剪切模量；μ_{12} 为材料泊松比.

层合板在同一边的两角处用细绳吊起，在板面中心位置受到直径 d＝20.0 *mm* 的 *Hopkinson* 杆的垂直高速冲击，冲击速度为 44 *m/s*. 在计算高速冲击层合板的力学性能时，通常可将损伤看成是一圆孔[8].

1.2　冲击损伤尺寸

受到高速冲击后，冲击物在层合板上最大投影面直径 L_p＝d(如图 1 所示). 当冲击物以与层合板法线夹角为 θ 方向冲击层合板时，层合板的入口损伤区最大宽度为[8]

$$D_{en}=L_p/\cos\theta+5.1 \tag{1}$$

出口损伤区最大宽度 D_{ex} 取决于层合板厚度 t[8]，对薄板($t/L_p<0.2$)：

$$D_{ex}=D_{en} \tag{2}$$

计算模型中所用的层合板均为薄板，且 θ＝0，则

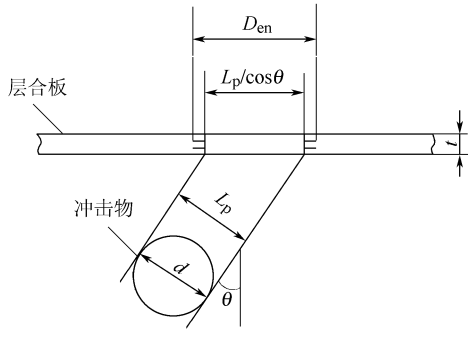


图 1　高速冲击损伤尺寸

$$D_{ex}=D_{en}=L_p/\cos\theta+5.1=25.1(\text{mm})$$

2　冲击后拉伸强度经验公式

若层合板拉伸强度和刚度受纤维控制，受高速冲击后其单轴受拉剩余强度 σ_t 可通过经验公式进行估算[8]，其估算值能很好满足工程要求：

$$\frac{\sigma_t}{\sigma_b}=\frac{1}{1+0.0459\left(\dfrac{E_0}{G}\right)^{2/3}D_{\text{eff}}^{2/3}} \tag{3}$$

式中，E_0 为层合板 0°层的拉伸模量；G 为层合板剪切模量；σ_b 为层合板拉伸极限强度；D_{eff} 为与拉伸方向垂直的有效弹伤长度，此处 $D_{eff}=D_{en}$.

将 *G*803/5224 与 *G*827/5224 层合板各性能参数及冲击损伤尺寸代入公式(3)，即可得到剩余拉伸强度，如表 2 所示.

表 2　高速冲击层合板剩余拉伸强度估算

试件	E_0/GPa	G/GPa	D_{eff}/mm	σ_b/MPa	σ_t/MPa
G803/5224	66	15.9	25.1	499.59	246.10
G827/5224	130	19.4		530.89	221.2

3　累积损伤有限元模型

3.1　损伤判据及刚度衰减准则

累积损伤有限元模型核心包括两个部分：损伤判据与刚度衰减准则. 复合材料结构破坏形式

非常复杂,为能清楚判断损伤过程中出现的各种损伤形式,需要相应损伤判定对其进行判别,以确定损伤的形式和大小;对出现损伤的区域,需要根据相应的衰减准则,将损伤区域的刚度进行相应的退化.

由于 $G803/5224$ 与 $G827/5224$ 两种铺层在结构上的不同,本模型采用了不同的损伤判据及刚度衰减准则,分别对它们进行损伤判断和刚度衰减[9],具体如下:

1) $G803/5224$ 损伤判据:

经向纤维拉伸破坏($\sigma_{11}>0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2=1 \tag{4}$$

经向纤维压缩屈曲破坏($\sigma_{11}<0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2=1 \tag{5}$$

纬向纤维拉伸破坏($\sigma_{22}>0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2=1 \tag{6}$$

纬向纤维压缩屈曲破坏($\sigma_{22}<0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2=1 \tag{7}$$

2) $G827/5224$ 损伤判据:

纤维拉伸破坏($\sigma_{11}>0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2=1 \tag{8}$$

纤维压缩屈曲破坏($\sigma_{11}<0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2=1 \tag{9}$$

纤维基体剪切破坏($\sigma_{11}<0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2=1 \tag{10}$$

基体拉伸破坏($\sigma_{22}+\sigma_{33}>0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_T}\right)^2+\frac{(\tau_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33})}{S_{23}^2}+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2=1 \tag{11}$$

基体压缩破坏($\sigma_{22}+\sigma_{33}<0$)

$$\frac{(\sigma_{22}+\sigma_{33})}{Y_C}\left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2-1\right]+\frac{1}{4S_{23}^2}(\sigma_{22}+\sigma_{33})^2+\frac{(\tau_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33})}{S_{23}^2}+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2=1 \tag{12}$$

式中,σ_{11} 和 σ_{22} 为材料 1 向和 2 向的正应力;τ_{12},τ_{13},τ_{23} 为剪切力;S_{12},S_{13},S_{23} 为各方向剪切强度.

表 3 与表 4 分别为 $G803/5224$ 和 $G827/5224$ 的刚度衰减准则.

表 3 G803/5224 弹性模量衰减准则

损伤类型	模量衰减准则
经向纤维断裂	$E_1^*=0.1E_1$, $G_{13}^*=0.1G_{13}$, $G_{12}^*=0.1G_{12}$, $\mu_{12}^*=0.1\mu_{12}$, $\mu_{13}^*=0.1\mu_{13}$
纬向纤维断裂	$E_2^*=0.1E_2$, $G_{23}^*=0.1G_{23}$, $G_{12}^*=0.1G_{12}$, $\mu_{12}^*=0.1\mu_{12}$, $\mu_{23}^*=0.1\mu_{23}$
经、纬向纤维断裂	$E_1^*=0.1E_1$, $E_2^*=0.1E$, $G_{13}^*=0.1G_{13}$, $G_{12}^*=0.1G_{12}$, $G_{23}^*=0.1G_{23}$, $\mu_{12}^*=0.1\mu_{12}$, $\mu_{13}^*=0.1\mu_{13}$, $\mu_{23}^*=0.1\mu_{23}$

注:E^* 和 G^* 为衰减后弹性模量与泊松比.

表 4 G827/5224 弹性模量衰减准则

损伤类型	模量衰减准则
基体破坏	$E_2^*=\mu_{12}^*=0$
纤维断裂	$E_1^*=E_2^*=E_3^*=G_{12}^*=G_{23}^*=G_{13}^*=0$, $\mu_{12}^*=\mu_{13}^*=\mu_{23}^*=0$
纤基剪切破坏	$G_{12}^*=\mu_{12}^*=0$

3.2 损伤累积模型分析流程

根据损伤判据及刚度衰减准则,本文编制了相应的损伤累积模型分析程序,其具体流程如下:

1) 根据冲击损伤尺寸预测公式计算孔径;

2) 根据几何参数建立层合板有限元模型;

3) 进行应力求解;

4) 根据判据对各个单元进行损伤判断,并对损伤单元进行相应刚度衰减;

5) 增加载荷,重复 3),4)步骤,直至各层损伤都扩展到自由边或层合板的承载能力急剧下降时,认为层合板断裂,停止计算.

所建层合板有限元模型如图 2 所示.为准确得到冲击损伤孔边应力集中处应力分布,使用网格局部加密方法,层合板单元总数为 2 080 个.

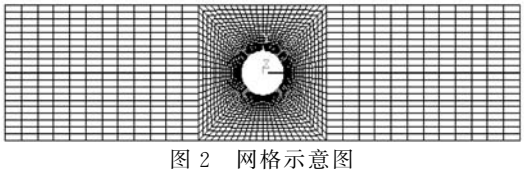


图 2 网格示意图

表 5 为 2 种试件拉伸数值仿真计算结果 σ_{cal} 与 σ_t 对比,可见,σ_{cal} 与 σ_t 吻合得很好,最大误差不超过 5.0%.

表 5 估算公式值与模拟计算值比较

试件	σ_t/MPa	σ_{cal}/MPa	误差/%
G803/5224	246.1	233.9	5.0
G827/5224	221.2	210.9	4.9

4 损伤累积过程分析

图3为模拟得到的应力应变曲线,图4为高

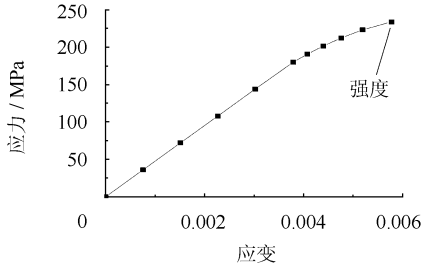


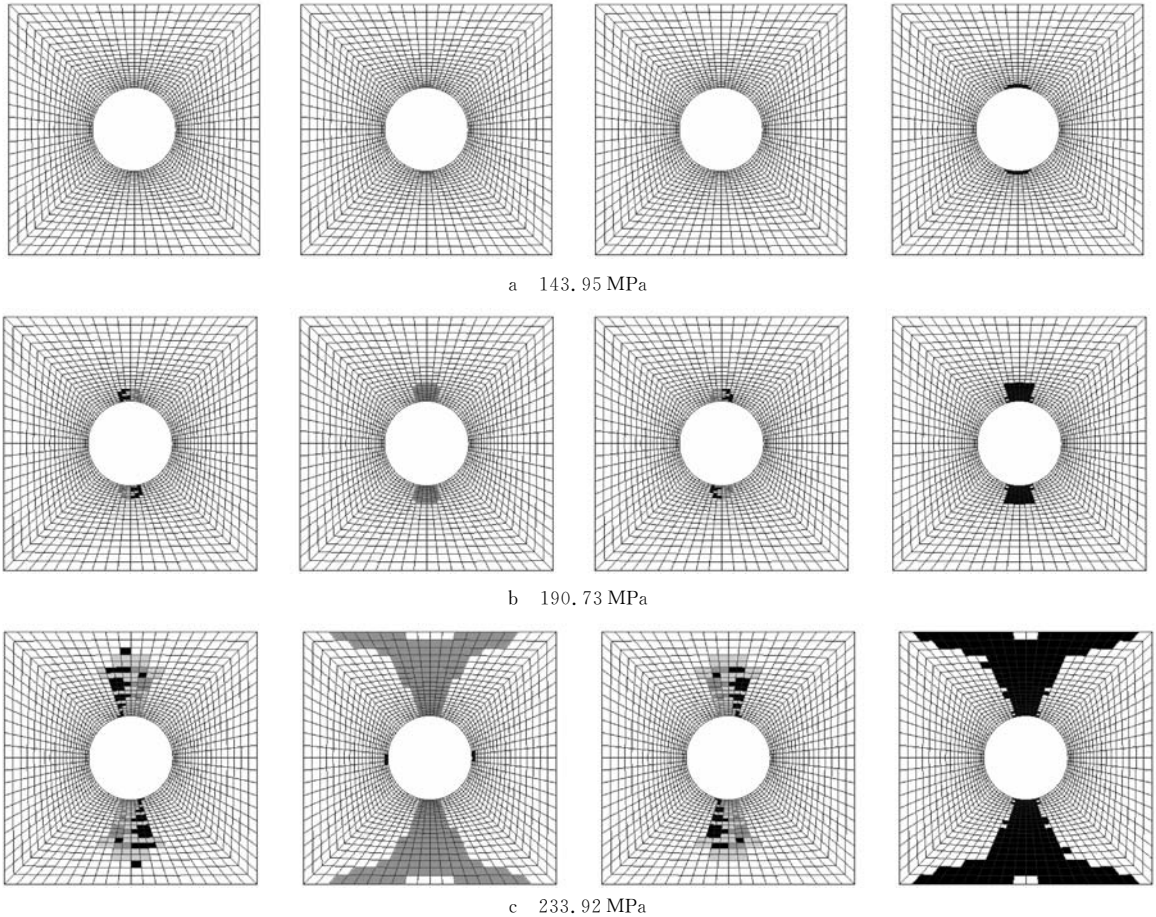
图 3　G803/5224 受高速冲击后应力应变图

速冲击后 G803/5224 层合板损伤累积过程模拟.

图 4 可见，当拉伸载荷增加到 143.94 MPa (61.5%的破坏载荷)时，G803/5224 层合板(0，90)和(90,0)层首先分别在冲击损伤孔边出现经向纤维、纬向纤维损伤；之后随着拉伸载荷增加，各铺层均出现损伤，且沿横向稳定扩展；在损伤稳定扩展过程中，(0，90)层损伤与(90,0)层相似，(∓45)层与(±45)层相似，其中(0，90)与(90,0)层损伤程度稍严重于(∓45)与(±45)；当拉伸载荷增加到 233.92 MPa 时，模型由于承载能力急剧下降而发生破坏.

在损伤扩展过程中，G827/5224 层合板与 G803/5224 表现出较大的差别. G827/5224 层合板首先在 90°层出现基体损伤，然后随着载荷增加，其它铺层也出现损伤，但损伤主要集中于 90°层，直到 90°层在纵、横向出现大面积的基体损伤之后，0°和±45°层的损伤才迅速扩展，使模型承载能力急剧下降而发生破坏.

从 G803/5224 层合板与 G827/5224 层合板损伤扩展的差别可以看出，G803/5224 层合板的材料利用效率要比 G827/5224 层合板高，其直接结果就是二者高速冲击后在剩余拉伸强度降上的差别(G803/5224 层合板拉伸强度降约为 50%，G827/5224 层合板约为 58%).



a　143.95 MPa

b　190.73 MPa

c　233.92 MPa

浅灰色—经、纬向纤维断裂；深灰色—经向纤维断裂；黑色—纬向纤维断裂.

图 4　G803/5224 受高速冲击后在不同拉伸载荷下各层损伤累计过程

5　结　论

依据层合板的损伤特点建立了适用于受高速冲击损伤层合板拉伸剩余强度计算的有限元模型. 对受高速冲击损伤的 G803/5224 和 G827/5224 层合板的拉伸力学性能进行了数值模拟与经验估算对比研究，研究结果表明：

1) 模型的仿真结果与经验估算结果吻合较

好,证明了模型的正确性;

2) G803/5224层合板与G827/5224层合板在损伤扩展过程中存在着较大的差别,导致了二者受高速冲击后在剩余拉伸强度降上的差别;

3) 在层合板设计中,应尽量使层合板各层保持损伤同时发生,并在损伤扩展过程中尽量保持损伤扩展率一致,以提高层合板的材料利用效率.

参考文献(References)

[1] Choi I H, Lim C H. Low-velocity impact analysis of composite laminates using linearized contact law[J]. Composite Structures, 2004, 66(1-4): 32-125

[2] Hosseinzadeh R, Shokrieh M M, Lessard L. Damage behavior of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts[J]. Composite Science and Technology, 2006, 66(1): 8-61

[3] Hosur M V, Jain K, Chowdhury F, et al. Low-velocity impact response of carbon/epoxy laminates subjected to cold-dry and cold-moist conditioning[J]. Compos Structures, 2007, 79: 300-311

[4] Baucom J N, Zikry M A. Low-velocity impact damage progression in woven E-glass composite systems[J]. Composites Part A, 2005, 36(5): 64-658

[5] Hosur M V, Adbullah M, Jeelani S. Studies on the low-velocity impact response of woven hybrid composites[J]. Composite Structures, 2005, 67(3): 62- 253

[6] Butler R, Almond D P, Hunt G W, et al. Compressive fatigue limit of impact damaged composite laminates[J]. Composites Part A, 2007, 38(4): 1211-1215

[7] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 615-621
Chinese Aeronautical Establishment. Composite structure design manual[M]. Beijing: Aeronautical Industry Press, 2001: 615-621(in Chinese)

[8] 中国航空研究院. 复合材料飞机结构耐久性/损伤容限设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995: 104-106
Chinese Aeronautical Establishment. Durability and damage tolerance design manual of composite aircraft structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: 104-106(in Chinese)

[9] 许延敏. 平面编织复合材料层合板拉压性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2007
Xu Yanmin. Investigation on tensile and compressive properties of plain woven laminates[D]. Beijing: School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese)

(责任编辑:文丽芳)

(上接第637页)

2) 受地效影响时农林飞机的迎角焦点随高度降低逐渐后移,俯仰静稳定性增强,高度为中立稳定.

3) 当飞行高度小于某个临界值时,农林飞机的长周期的一对共轭复根会蜕变成两个实根. 由模态矢量分析可见,近地飞行时高度变量在每个模态中反应都很剧烈. 通过简化分析得到保证飞机动稳定性的条件是其重心必须位于高度焦点及迎角焦点之间.

参考文献(References)

[1] Zerihan J, Zhang Xin. Aerodynamics of a single element wing in ground effect[R]. AIAA 2000-0650, 2000

[2] Ahmed M R, Takasaki T, Kohama Y. Aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in ground effect[J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 37-47

[3] Gera J. Stability and control of wing-in-ground effect vehicles or wingships[R]. AIAA1995-0339, 1995

[4] Chun H H, Chang C H. Longitudinal stability and dynamic motion of a small passenger WIG craft[J]. Ocean Engineering, 2002, 29: 1145-1162

[5] Kornev N, Matveev K. Complex numerical modeling of dynamics and crashes of wing-in-ground vehicles[R]. AIAA 2003-600, 2003

[6] 张红玲, 楼连根, 周伟麟. 地效翼船纵向稳定性与操纵性研究[J]. 上海交通大学学报, 1999, 33(3): 361-364
Zhang Hongling, Lou Liangen, Zhou Weilin. Longitudinal stability and maneuverability of wing-in-ground effect vehicles[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 1999, 33 (3): 361-364(in Chinese)

[7] 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. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005 (in Chinese)

(责任编辑:刘登敏)