

战斗机机动过程与飞行载荷综合设计

曹奇凯

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了现代战斗机机动过程与飞行载荷综合设计中几个关键问题, 结合算例对飞行载荷弹性修正、机动过程弹性修正、机动载荷减缓进行了综合论述. 研究表明: 结构的弹性变形对飞机弹性气动载荷以及机动过程具有较大的影响, 通过使用现代控制技术可以对机动载荷进行有效减缓. 研究工作可以为现代战斗机的机动过程与飞行载荷分析与研究提供参考.

关 键 词: 飞行载荷; 气动弹性; 机动过程; 载荷减缓; 现代战斗机

中图分类号: V 211.47

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2011)09-1105-05

Synthetic design on maneuver processes and flight loads of fighters

Cao Qikai

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

Abstract: The integrated design of maneuver processes and flight loads was investigated for modern fighters. The aeroelastic correction of flight loads and maneuver processes, and maneuver load alleviation were further studied. It indicates that the influences of structural deformation on elastic aerodynamic loads and maneuver processes are significant, and the maneuver loads can be availably alleviated using modern control technique. The investigation of this work can be applied in analysis and study on the maneuver processes and flight loads for the modern fighters.

Key words: flight loads; aeroelasticity; maneuver; load alleviation; modern fighter

研究飞机在各种情况下的结构受载, 并以此为基础进行气动和强度设计, 是飞机强度和刚度规范所要求的主体内容^[1]. 如何准确确定作用在飞机上的载荷是飞机研制单位的一项重要任务.

飞机气动和强度设计是一个多次循环的过程, 这种循环通常始于外载荷计算, 而飞机外载荷则需要根据不同飞行机动过程的飞行参数来确定, 并需要在此过程中考虑结构弹性变形和控制律的影响. 因此, 飞行载荷计算同时也是一个多学科问题, 涉及空气动力学、飞行动力学、飞行控制、结构动力学等多个专业, 需要考虑结构弹性、惯性、控制律和气动等方面耦合作用^[2-4].

现代战斗机具有机动性高、过载大、飞行动压大、结构弹性变形大、采用电传操纵系统等特点. 这使得这类飞机的机动过程与飞行载荷设计具有

一定的特殊性和挑战性, 必须考虑结构弹性变形对飞行载荷和机动过程的影响, 需要开展控制系统与结构和气动的一体化设计以实现机动载荷的减缓. 然而, 我国在以往的战斗机机动过程与飞行载荷设计中, 由于结构刚性较大、电传操纵没有得到广泛应用, 对机动过程和飞行载荷的弹性修正没有加以重视. 只是近些年来随着一些现代战斗机的发展, 才开始着重研究弹性变形对机动过程的影响, 并逐步涉及采用控制律优化设计进行机动载荷减缓. 因此, 针对现代战斗机, 需要发展考虑弹性变形和主动控制的机动过程与飞行载荷综合设计的理论体系和工程方法.

本文针对现代战斗机机动过程与飞行载荷工程综合设计的需要, 对其中几个关键问题所涉及的设计理念、理论基础进行介绍, 并结合具体对象

的一些典型分析结果对其中一些规律加以阐述。

1 关键技术概述

现代战斗机的机动过程和飞行载荷设计所涉及的内容是多方面的. 本文仅对其中与弹性效应和电传操纵系统相关的关键技术加以归纳总结, 包括飞行载荷和机动过程的弹性修正技术、电传战斗机机动载荷减缓技术。

1.1 飞行载荷弹性修正

飞机飞行载荷计算是飞机结构设计的关键, 只有当典型的载荷提供给飞机设计人员后, 才能够进行结构设计. 现代战斗机弹性飞行载荷的设计与分析通常要采用计算与风洞试验甚至是飞行试验相结合的办法来解决, 并应该考虑结构和气动力的耦合^[4-5]。

气动力的准确性是决定弹性飞机飞行载荷准确性的关键. 就气动方法的选择而言^[4,6], 在亚音速及超音速马赫数小攻角范围内, 线性气动力计算方法基本能够满足飞机设计需要. 在跨音速马赫数范围内, 以及对战斗机在中等或大攻角飞行状态进行计算研究时, 通常使用非线性计算方法或风洞试验结果确定“刚性”飞机的基础气动力, 并使用线性静气动弹性方法进行弹性化处理^[4,7]. 通常采用线性有限元方法来模拟结构的弹性变形. 飞行载荷的弹性修正工作是近些年来随着设计水平的不断提高才在国内开始重视起来的, 并且随着飞机种类的增加而逐步完善和深入。

在飞机设计初期阶段, 实际的气动力计算方法都以线性气动力理论为基础^[4,6]. 这时候, 有关大攻角和舵面大偏度下的飞机特性计算数据是不可靠的. 而在对于现代战斗机静气动弹性分析来说特别重要的跨音速气流区域, 虽然 CFD (Computational Fluid Dynamics) 技术已经可以得到某些实质性的结果^[8], 但仍旧缺乏可靠的计算数据; 必须在飞机气动方案冻结后, 通过全机风洞试验 (刚体模型和弹性相似模型风洞测压、测力试验) 确定载荷分布。

1.2 弹性飞机的机动过程

飞机结构的弹性变形不仅对飞机飞行载荷具有实质性的影响, 导致翼面的弯矩、扭矩和剪力发生变化; 而且也使得飞机的气动特性、操纵性、稳定性发生变化, 直接影响飞机的机动过程^[3,9]。

飞机机动过程的仿真, 是在获得气动力系数和导数、全机质量与转动惯量特性的基础上, 加以考虑控制律、发动机推力等因数的影响, 通过求解飞机运动方程获得飞行参数随时间变化的过程而

实现的。

气动力系数与导数的获得是一项比较关键的工作, 其结果直接影响机动过程. 现代弹性战斗机机动过程的求解, 一方面需要有准确的“刚性”飞机的气动力系数与导数, 另外一方面则需要对其进行弹性修正. 由于现代战斗机具有高机动、大动压飞行等特点, 结构弹性变形对气动力系数与导数的弹性修正不但不能忽视, 而且实践表明这种修正量往往还比较大。

国内有关基于弹性气动力系数与导数的机动过程也是近年来才得以重视的, 以往虽然也要对弹性修正加以考虑, 但通常要求不高。

1.3 机动载荷减缓

电传操纵系统及先进控制技术的应用日益成为现代战斗机发展的重要因素, 这使得利用主动控制技术进行机动载荷减缓成为可能^[9], 且这一技术将成为现代和未来先进战斗机的基本特征. 使用机动载荷减缓技术, 设计合理的控制律, 进行操纵面的协调偏转, 一方面可以在达到相同过载的情况下使载荷分布更合理, 翼面根部的弯矩、扭矩更小; 另一方面可以起到实现相同最大过载但缩短结构承受大过载时间的效果。

机动载荷减缓技术的实现, 离不开控制专家与结构设计师、空气动力学专家的密切配合, 且这种协同要在飞机设计的初期就开始贯彻, 直至飞机的定型. 因此, 机动载荷减缓是一项经验积累和技术创新并重的复杂技术, 它的发展趋势是通过控制律的优化, 实现主操纵面和辅助操纵面的协调偏转, 从而达到减小设计载荷并同时改善机动性的目的。

这方面的工作, 国外已经开展了持续而广泛的研究^[10-11], 但国内却是随着电传飞机的研制才逐步开展起来的, 目前才刚刚起步, 与国外先进水平还有一定的差距。

2 理论基础

本节将现代战斗机飞行载荷分析中所涉及的, 飞行载荷弹性修正、机动过程弹性修正和机动载荷减缓三方面的理论加以阐述. 这三方面理论相互联系和支撑。

2.1 弹性飞机飞行载荷分析

基于气动力影响系数矩阵的线性静气动弹性分析的基本方程在 f -set 位移向量集下一般可以表示^[4]为

$$[\mathbf{K}_f - \bar{q}\mathbf{Q}_f]\mathbf{u}_f + \mathbf{M}_f\ddot{\mathbf{u}}_f = \bar{q}\mathbf{Q}_{f,x}\mathbf{u}_x + \mathbf{P}_f \quad (1)$$

其中, \mathbf{K} 为刚度矩阵; \bar{q} 为动压; \mathbf{Q} 为气动力影响系数矩阵(基于结点); \mathbf{u} 为位移向量; \mathbf{M} 为质量矩阵; \mathbf{P} 为外加载荷向量; 下标 f 为 f -set 位移向量集; 下标 x 为 x -set 位移向量集, 即“额外空气动力点”集。

对方程式(1)求导并进行相关的计算, 可以求出弹性稳定性导数和操纵性导数及相应的配平参数值。此外, 还可以得出变形、应力和应变。

当使用非线性静气动弹性分析方法时, 依旧使用线性气动力影响系数矩阵, 但不再使用计算所得的线性刚体气动力, 而使用来自风洞试验的非线性刚体气动力, 并将其表示成飞行器的攻角和平尾偏度等飞行参数的非线性函数引入计算。在该分析方法中, 通过使用线性气动力影响系数矩阵在平衡状态对非线性刚体气动力进行弹性化处理, 此时, f -set 位移向量集下的静气动弹性响应分析方程变成如下形式^[4]:

$$[\mathbf{K}_{ff} - \bar{q}\mathbf{Q}_{ff}^v]\mathbf{u}_f + \mathbf{M}_{ff}\ddot{\mathbf{u}}_f = \exists \mid \langle \{\mathbf{Q}_f^s\}^v \mid \{\mathbf{u}_x\}^v, s \in d, p, f \rangle \leftarrow (\mathbf{u}_x) \mid + \mathbf{P}_f \quad (2)$$

其中, $\exists \mid \langle \{\mathbf{Q}_f^s\}^v \mid \{\mathbf{u}_x\}^v, s \in d, p, f \rangle \leftarrow (\mathbf{u}_x) \mid$ 表示经过插值后的非线性刚体试验气动力; \mathbf{Q}_{ff}^v 表示 f -set 位移向量集下经过插值后得到的气动力影响系数矩阵, 它和 $\exists \mid \langle \{\mathbf{Q}_f^s\}^v \mid \{\mathbf{u}_x\}^v, s \in d, p, f \rangle \leftarrow (\mathbf{u}_x) \mid$ 相互匹配。

方程式(2)的求解实际是通过反复迭代进行的。迭代时一般以刚体气动力的配平结果作为迭代初始点。

2.2 弹性飞机机动过程分析

2.2.1 机体坐标系定义

坐标原点 O 位于飞机质心处, 纵轴 x_b 平行于机身轴线, 指向前方, 竖轴 z_b 在飞机对称面内并指向机体下方, 右手系确定横轴 y_b 。

2.2.2 纵向飞行动力学方程

假定推力与阻力相等, 不考虑操纵系统特性。在机动飞行过程中, 马赫数不变, 高度变化不大, 动压仅为速度的函数, 则纵向机动飞行动力学方程表示^[3]为

$$\left. \begin{aligned} m\left(\frac{dv_{x_b}}{dt} + v_{z_b}\omega_y\right) &= L\sin\alpha - mg\sin\theta \\ m\left(\frac{dv_{z_b}}{dt} - v_{x_b}\omega_y\right) &= -L\cos\alpha + mg\cos\theta \\ I_y\frac{d\omega_y}{dt} &= M_y \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中, v_{x_b} 为飞机质心速度沿 x_b 轴的分量; v_{z_b} 为飞机质心速度沿 z_b 轴的分量; ω_y 为绕 y_b 轴的俯仰角

速度; m 为飞机质量; I_y 为绕 y_b 轴的转动惯量; M_y 为绕 y_b 轴的合力矩; L 为升力; α 为迎角; θ 为俯仰姿态角。其中

$$\begin{aligned} L &= c_lqs, M_y = c_{my}qsc \\ c_l &= c_{l1}(\alpha, \delta_e) + c_{l1}^{\omega_y} \frac{\omega_y c}{2V} \\ c_{l1} &= c_{my1}(\alpha, \delta_e) + c_{my1}^{\omega_y} \frac{\omega_y c}{2V} \end{aligned}$$

其中, c_{l1}, c_{my1} 分别为插值得出的试验测得的升力系数和俯仰力矩系数; $c_{l1}^{\omega_y}, c_{my1}^{\omega_y}$ 为理论计算的升力系数、俯仰力矩系数对俯仰角速度的导数; q 为动压; s 为参考面积; c 为飞机的平均气动弦长; α 为迎角; δ_e 为全动平尾偏度。

2.2.3 基于试验气动力的配平

在进入机动飞行之前, 首先要进行定直平飞的配平计算, 由于试验气动力的非线性特性, 必须进行非线性方程组的求解。在定直平飞状态下, 俯仰角速度为 0, 因此升力和俯仰力矩仅与迎角和全动平尾偏度有关, 即

$$\begin{cases} c_{l1}qs = mg \\ c_{my1}qsc = 0 \end{cases} \quad (4)$$

其中, c_{l1}, c_{my1} 是经过曲面样条拟合后的 α 和 δ_e 的二元函数, 即 $c_{l1}(\alpha, \delta_e), c_{my1}(\alpha, \delta_e)$ 。

结合曲面样条函数, 采用牛顿法对方程式(4)进行求解, 即可得出定直平飞状态下的配平迎角和全动平尾偏度。其他机动状态的配平可以参照该式建立方程求解。

2.3 有控弹性飞机的机动载荷减缓

有控弹性飞机包含机动载荷减缓系统的闭环系统框图如图 1 所示, 其闭环状态空间方程可写为方程式(5)的形式^[12]。

$$\left. \begin{aligned} \begin{cases} \dot{\mathbf{x}} \\ \dot{\mathbf{x}}_c \end{cases} &= \begin{bmatrix} \mathbf{A} + \mathbf{BD}_c\mathbf{C} & \mathbf{BC}_c \\ \mathbf{B}_c\mathbf{C} & \mathbf{A}_c \end{bmatrix} \begin{cases} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_c \end{cases} \\ y &= [\mathbf{C} \quad 0] \begin{cases} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_c \end{cases} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

其中, $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$ 为弹性机体环节与作动器环节构成广义受控对象(即气动弹性开环系统)的状态空间系数矩阵; $\mathbf{A}_c, \mathbf{B}_c, \mathbf{C}_c, \mathbf{D}_c$ 为机动载荷减缓控制系统控制律的状态空间系数矩阵; \mathbf{x} 与 \mathbf{x}_c 分别为气动弹性开环系统与控制系统的状态变量。



图1 弹性飞机机动载荷减缓控制框图

基于上述控制框图和方程,飞机的控制系统根据驾驶杆位移、角速度信号、过载信号等形成控制信号,驱动舵机使舵面同步偏转到合适的角度.

3 算例描述

建立了分析对象的结构动力学模型、气动力模型、无控/有控机动过程分析模型.限于篇幅,本文仅给出了结构动力学模型图(图2).其中,机身使用简单梁单元进行模拟,机翼和尾翼均由杆单元和板单元构成,并通过刚性梁与机身相连.

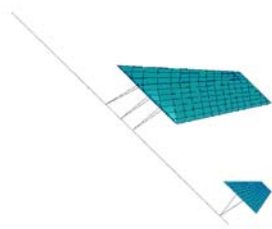


图2 结构有限元模型

4 计算结果分析

4.1 弹性变形对飞行载荷的影响

弹性变形对飞机飞行载荷的影响,主要体现在翼面剪力、弯矩、扭矩的变化.本文给出了飞机在海平面以 $Ma = 0.85$ 、 $8g$ 最大过载对称拉起时,基于非线性试验气动力,机翼的剪力、弯矩和扭矩沿翼展方向的变化,见图3~图5.图中,计算所得的剪力、弯矩和扭矩均分成刚性部分、弹性增量和合成结果给出.此外,为了校验计算结果的准确性,图中还给出了飞行试验所测的合剪力、合弯矩和合扭矩.

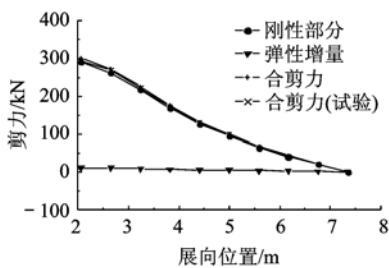


图3 机翼各剖面剪力沿展向变化

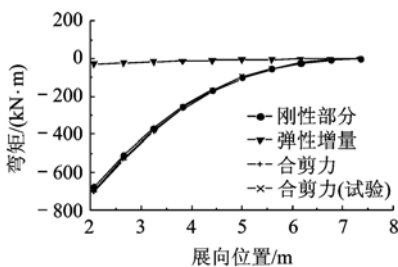


图4 机翼各剖面弯矩沿展向变化

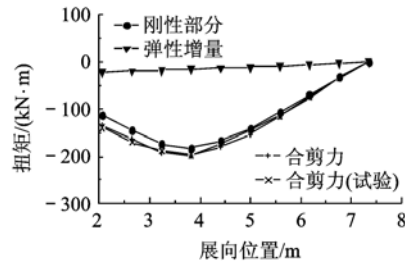


图5 机翼各剖面扭矩沿展向变化

从计算结果可以看出:结构弹性变形对翼面载荷具有较大的影响;基于非线性刚性气动力计算所得的合剪力、合弯矩和合扭矩与试验结果比较一致.

4.2 弹性变形对机动过程的影响

弹性变形对机动过程的影响,主要是通过影响气动力导数而间接产生的.本文给出了飞机考虑弹性与未考虑弹性修正情况下,飞机在超音速急剧俯仰机动过程中($Ma = 1.14$,海平面高度)飞行参数随时间的变化曲线,如图6和图7所示.

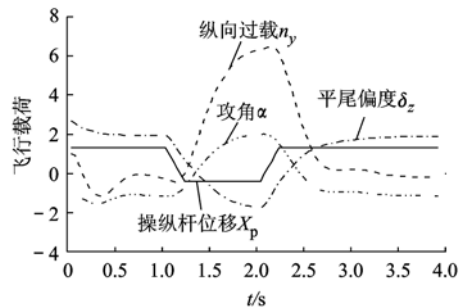


图6 未考虑弹性修正的超音速机动过程仿真结果

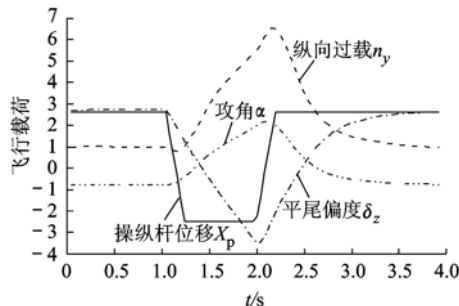


图7 考虑弹性修正的超音速机动过程仿真结果

从图中可以看出,由于弹性变形的影响,考虑与不考虑弹性修正的飞行参数仿真结果具有较大的差别.而在动压较小的亚音速情况,这种差别就要小得多(限于篇幅,本文没有给出分析对比图),这说明飞行动压对弹性修正的大小比例具有重要影响.

4.3 飞控系统对机动过程的影响

对于现代电传操纵战斗机,通过设计合适的机动载荷减缓控制律,可以起到改善机动过程的效果.有/无机动载荷减缓控制的超音速机动过程

($Ma = 1.14$, 海平面高度)的仿真结果如图8、图9所示。从图中可以看出,虽然两种情况下最大过载基本一致,但有控情况结构承受过载的时间要短得多,所承受的载荷也要小得多。这说明所设计的机动载荷减缓控制律具有较好的有效性。

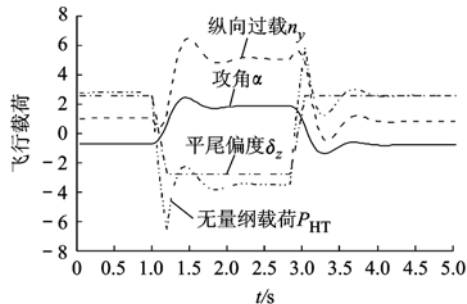


图8 无机动载荷减缓控制的超音速机动过程仿真结果

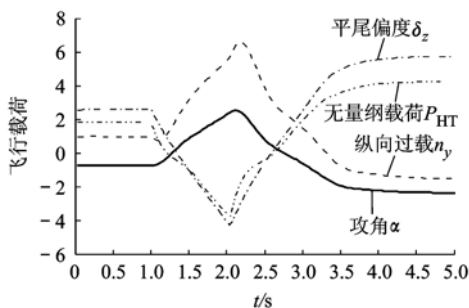


图9 有机动载荷减缓控制的超音速机动过程仿真结果

5 结论

本文结合具体研究对象,对现代战斗机飞行载荷分析中所存在和必须考虑的飞行载荷弹性修正、机动过程弹性修正、机动载荷减缓问题进行了综合论述,归纳总结了该类飞机机动过程与飞行载荷设计分析中的一些典型规律,供设计部门参考。

1) 现代战斗机由于追求高性能而导致结构大柔性,使得弹性变形对飞行载荷的影响不能忽视,在大动压大过载情况载荷的弹性增量甚至能达到20%~30%。

2) 结构弹性变形所引起的载荷重新分布对气动力系数和气动力导数也有较大的影响,这将导致机动过程中考虑和未考虑弹性修正效应所得到的飞行参数的明显差别。

3) 现代战斗机由于承受载荷大且要求结构质量尽可能轻,结构的强度和刚度问题都非常严峻。为了在满足机动性要求的前提下减轻结构所承担的载荷,可以采用机动载荷减缓技术优化设计控制律协调偏转各操纵面,且实践表明效果明显。

参考文献 (References)

- [1] 军用飞机强度和刚度规范编委会. 军用飞机强度和刚度规范: 飞行载荷[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992: 3-4
Editor committee of military aircraft strength and stiffness specification. Military aircraft strength and stiffness specification [M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 1992: 3-4 (in Chinese)
- [2] Hodges D H, Pierce G A. Introduction to structural dynamics and aerelasticity [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2001
- [3] 严德, 杨超. 基于试验气动力的纵向机动飞行载荷分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3): 253-256
Yan De, Yang Chao. Flight loads analysis of longitudinal maneuver using experimental aerodynamic forces [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3): 253-256 (in Chinese)
- [4] 万志强, 邓立东, 杨超, 等. 基于非线性试验气动力的飞机静气动弹性响应分析[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 439-445
Wan Zhiqiang, Deng Lidong, Yang Chao, et al. Aircraft static aeroelastic response analysis based on nonlinear experimental aerodynamic data [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 439-445 (in Chinese)
- [5] 邓立东, 李天. 柔性飞机的非线性飞行载荷计算研究[J]. 飞行力学, 2004, 22(4): 85-88
Deng Lidong, Li Tian. Research of nonlinear flight loads calculation on a flexible aircraft [J]. Flight Dynamics, 2004, 22(4): 85-88 (in Chinese)
- [6] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001
The editorial committee of manual for aircraft design. Manual for aircraft design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001 (in Chinese)
- [7] Livne E. Future of airplane aeroelasticity [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(6): 1066-1092
- [8] Bhardwaj M K, Kapania R K, Reichenbach E, et al. A CFD/CSD interaction methodology for aircraft wings [R]. AIAA-98-4783, 1998
- [9] 李志, 崔冬梅. 带主动控制技术飞机平尾机动载荷计算研究[J]. 飞机设计, 2005(2): 15-19
Li Zhi, Cui Dongmei. Calculation of horizontal tail maneuver loads for aircraft using active control technology [J]. Aircraft Design, 2005(2): 15-19 (in Chinese)
- [10] Platanitis G, Strganac T W. Suppression of control reversal using leading and trailing-edge control surfaces [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(3): 452-460
- [11] Dowell E H, Bliss D B, Clark R L. Aeroelastic wing with leading and trailing edge control surfaces [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 559-565
- [12] 朱阳贞, 吴志刚, 杨超. 弹性飞机纵向机动响应与载荷控制[J]. 飞机工程, 2010(4): 40-44
Zhu Yangzhen, Wu Zhigang, Yang Chao. Longitudinal maneuver response and loads control of aeroelastic airplanes [J]. Aircraft Engineering, 2010(4): 40-44 (in Chinese)

(编辑: 李晶)