

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.03.008

放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率的限制分析

赵昊罡^{1*} 王博^{1,2} 刘世民¹

(1. 航空工业第一飞机设计院, 西安 710089; 2. 西北工业大学, 西安 710072)

摘要: 放宽静稳定性作为主动控制技术中的一项重要技术,已在航空领域广泛普及。该技术的应用不仅可以大大提升飞机的机动性能,还可以为飞机设计方带来非常可观的经济收益。然而,随着飞机静稳定裕度的放宽,将会对飞机的稳定性带来损失,使飞机变得难以操纵,同时也会对飞机的飞控系统能力带来新的挑战。以放宽静稳定性技术对舵面偏转速率的需求限制为研究目标,首先以理论分析为基础,结合严谨的公式推导提出了一种计算舵面偏转速率需求值的方法,其次以某一飞机模型为研究对象,分别对此飞机放宽不同的静稳定裕度,最后通过仿真验证来分析放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率需求的影响。

关键词: 放宽静稳定性;舵面偏转速率;仿真验证

中图分类号: TN925

文献标识码: A

OSID: 

0 引言

放宽静稳定性是指将飞机静稳定裕度要求放宽,使其小于常规值^[1]。该技术的应用不仅可以大大地提高飞机的飞行性能,还可以带来可观的经济效益。放宽静稳定性作为主动控制的一项重要技术,已经在国内外许多军用飞机上得到了广泛的应用^[2]。波音的超声速运输机采取了放宽 5% 的静稳定度,其结构重量减轻了 2.7 t,巡航阻力减小了 2.5%,这些改进的综合效果使航程增加了 417 km^[3]。杨洪平等人建立了力学模型,分析了放宽静稳定性改善飞机性能的基本原理及能够带来的收益^[4]。对采用放宽静稳定性设计的飞机需要采用增稳系统加以补偿,而增稳系统对飞机舵面的偏转速率提出了更高的要求,有必要研究放宽静稳定性技术对舵面偏转速率要求的影响。本文以放宽静稳定性对舵面偏转速率的影响为研究方向,提出了一种计算舵面偏转速率需求的可靠方法,并通过仿真验证分析放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率需求的影响。

1 放宽静稳定性概述

飞机静稳定性是指飞机受干扰偏离原平衡状态,当干扰消失后的瞬时运动趋势^[5]。本文将以纵向静稳定性为研究方向进行分析,表 1 说明了纵向静稳定性概念和静稳定性系数 m_z^{α} 的含义。

表 1 焦点相对于重心的位置与纵向静稳定性的关系

焦点与重心的位置关系	静稳定性系数大小	力矩性质	稳定性
焦点在重心之后	$m_z^{\alpha} < 0$	恢复力矩	静稳定
焦点在重心之前	$m_z^{\alpha} > 0$	翻转力矩	静不稳定
焦点与重心重合	$m_z^{\alpha} = 0$	俯仰力矩为 0	中立稳定

由表 1 可以看出,纵向静稳定性的判别实际上可以通过焦点和重心的相对位置得到,当重心位于焦点之前则说明飞机是静稳定性的,若重心位于焦点之后则说明飞机是静不稳定的^[6-7]。

* 通信作者. E-mail: xidianzhg@163.com

引用格式: 赵昊罡,王博,刘世民. 放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率的限制分析[J]. 民用飞机设计与研究,2023(3):49-55. ZHAO H G, WANG B, LIU S M. Analysis of relaxed static stability to limit the deflection rate of aircraft rudder surface [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(3):49-55 (in Chinese).

放宽静稳定设计是通过调整重心和焦点之间的位置来实现放宽静稳定性,其收益总结为以下几点^[8]:

- 1) 提高飞机升阻比,飞机机动性得以显著提升;
- 2) 提高飞机平飞时的加速能力;
- 3) 减小了飞机的盘旋半径,也提高了飞机的机动性;
- 4) 减小了耗油量,减轻了飞机重量。

然而,放宽静稳定性会使飞机系统的静稳定性导数和纵向阻尼导数下降^[9-10],同时影响着飞机的频率和阻尼,飞机的稳定性将会变低,飞机操纵易发散。因此,放宽静稳定性的飞机需要通过增稳控制

律来保证飞机的安全。但同时随着纵向静稳定度的放宽,系统对舵面偏转速率的要求将变得更加苛刻。

2 舵面偏转速率限制的计算方法研究

本节介绍一种基于模型跟踪的舵面偏转速率限制计算方法,并论述该方法在某些特殊情况的不适用性;提出一种基于数学推导的计算由增稳引起的舵面偏转速率最小要求值的方法,并以此方法进行仿真分析,通过仿真结果总结放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率的影响规律。

2.1 基于模型仿真的舵面偏转速率计算方法

基于模型仿真的舵面偏转速率计算方法如图 1 所示。计算思路如下:

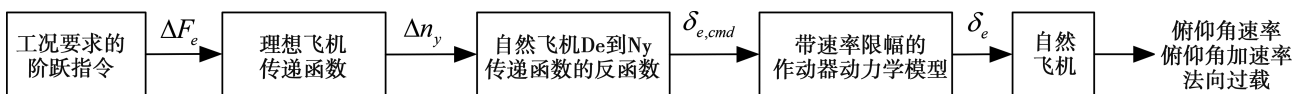


图 1 传统操纵面偏转速率计算方法

首先构造品质规范要求的理想飞机传递函数,并施加工况所定义幅值的阶跃指令,形成具有理想动态过程的过载响应曲线。然后,由自然飞机舵面到法向过载传递函数的反函数,反解实现该过载响应需要的舵面偏转规律。以上两个环节的综合可视为一个能提供理想过载响应的动态逆控制器。将以上求出的舵面指令输入给带速率限幅的作动器模型,形成舵面真实偏度,通过自然飞机动力学模型解算俯仰角速率、角加速率和法向过载响应,进一步计算飞行品质准则所要求的特征参数。若各特征参数均满足指标要求,则将作动器速率限制值降低 2°/s,并再次计算飞机响应和特征参数,直到某一特征参数不再满足指标要求为止,即得到该状态点的舵面需用速率。具体步骤如下:

1) 由 GJB2874-97 给出的驾驶杆力 F_e 到法向过载 n_y 传递函数建立理想飞机传递函数模型,模型形式为:

$$\frac{n_y(S)}{F_e(S)} = \frac{Ke^{-\tau s}}{S^2 + 2\xi\omega S + \omega^2} \quad (1)$$

式中, ω 为短周期频率, ξ 为短周期阻尼比, τ 为等效时延, K 表示相关系数。

2) 对每个状态点,由 GJB2874-97 俯仰轴飞行品质要求,选定理想模型参数。选择方法如下:

- a) 阻尼比 ξ 有理论最优值 0.707,考虑大型飞

机对响应平稳性要求较高,选为 0.8;

b) 自然频率 ω 按 CAP 准则 1 级品质要求选定。在每个状态点的 n_y/α 处,自然频率 ω 分别选 1 级品质的上边界、下边界和中间最优点,分别对应一级品质要求的最快、最慢和最优舵面速率。

3) 求工况要求的阶跃输入指令幅值。计算方法为:

a) 求单位阶跃输入下,法向过载理想传递函数的稳态响应值 $n_{y,ss}$;

b) 依据总体专业给出的过载限制值和迎角限制值,计算极限法向过载,确定该工况下的最大法向过载增量 $\Delta n_{y,max}$;

c) 获得最大法向过载增量需用的阶跃输入指令幅值为 $\Delta F_e = \Delta n_{y,max} / n_{y,ss}$ 。

4) 在阶跃指令输入 ΔF_e 下,求最优自然频率对理想模型的法向过载 Δn_y 响应曲线。

5) 以理想模型的法向过载 Δn_y 响应作为输入,给自然飞机法向过载的反函数 $\Delta\delta_e(s)/\Delta n_y(s)$,求自然飞机形成理想法向过载响应需要的升降舵偏转指令 $\delta_{e,cmd}$ 。

6) 给定作动器速率限制值,并将步骤 5) 中求得的升降舵偏转规律作为作动器指令输入给作动器模型,计算作动器实际偏度 δ_e 及该工况下飞机的俯仰角速率、角加速率和瞬心处法向过载响应。

7) 计算飞行品质准则的特征参数并评估是否满足指标要求。若满足要求,则减小作动器速率限制值,并重复步骤6)和7),直到不满足指标要求为止,即得到该工况对升降舵偏转的速率需求。

8) 对精确跟踪机动、大机动操纵和极限机动操纵三种工况进行循环,求各工况的速率需求。不同工况的速率需求中,取最大者,即得到该状态点机动操纵对升降舵的速率需求。

9) 对各个状态点进行循环,求各状态点的速率需求,取最大者,即得到整个飞行包线中机动操纵对升降舵的速率需求。

但随着飞机静稳定性的放宽,重心后移,短周期将发散。即无法得到稳定的俯仰角速率和法向过载,从而无法得到期望的飞行品质指标。因此传统操纵面偏转速率的计算方法不适用于静稳定度很小的飞机和静不稳定的飞机。

2.2 基于模型拟配的舵面偏转速率计算方法

该方法原理图如图2所示。

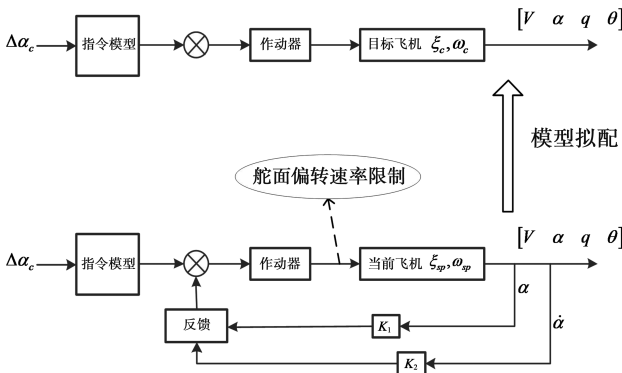


图2 基于模型拟配的舵面偏转速率计算方法原理图

如图2所示,假设已知理想飞机状态(即期望的频率和阻尼比),而实际当前的飞机状态与理想飞机状态有所差异,将会引入反馈(这里引入迎角反馈和迎角角速率反馈)来使当前飞机的稳态响应与动态响应过程与我们的理想飞机响应一致,从而间接表明会满足飞行品质的要求,而在引入反馈拟配至目标飞机状态的过程中,对于舵面偏转速率的要求将更加苛刻。若希望飞机在某一个配平状态点对最极限输入操纵的响应是理想的,则可以利用此方法计算对于增稳引起的舵面偏转速率的需求。

假设飞机在铅垂平面内作定常水平直线飞行,其纵向运动仅以二自由度小扰动方程表示,描述见公式(2):

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Y^\alpha & 1 \\ M_z^\alpha - M_z^\alpha Y^\alpha & M_z^{\omega_z} + M_z^\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -Y^{\delta_z} \\ (M_z^{\delta_z} - M_z^\alpha Y^{\delta_z}) \end{bmatrix} \delta_z \quad (2)$$

式中, α 和 ω_z 分别表示飞机的迎角和俯仰角速率, $\dot{\alpha}$ 和 $\dot{\omega}_z$ 分别表示迎角变化率和俯仰角角加速度, δ_z 表示升降舵偏转角度, Y^α 表示迎角提供的升力, M_z^α 表示迎角提供的俯仰力矩, $M_z^{\omega_z}$ 和 M_z^α 分别表示俯仰角速率和迎角变化率提供的俯仰力矩, Y^{δ_z} 表示升降舵提供的升力, $M_z^{\delta_z}$ 表示升降舵提供的俯仰力矩。

则迎角的传递函数如公式(3)所示:

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_z(s)} = \frac{\begin{vmatrix} -Y^{\delta_z} & -1 \\ (M_z^{\delta_z} - M_z^\alpha Y^{\delta_z}) & s - (M_z^{\omega_z} + M_z^\alpha) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s + Y^\alpha & -1 \\ -M_z^\alpha + M_z^\alpha Y^\alpha & s - (M_z^{\omega_z} + M_z^\alpha) \end{vmatrix}} = \frac{-Y^{\delta_z}s + Y^{\delta_z}M_z^{\omega_z} + M_z^{\delta_z}}{s^2 + [Y^\alpha - M_z^{\omega_z} - M_z^\alpha]s - (M_z^\alpha + M_z^{\omega_z}Y^\alpha)} \approx \frac{M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi\omega_s + \omega_c^2} \quad (3)$$

假定期望的目标飞机频率和阻尼比分别是 ξ_c 和 ω_c ,而当前实际的飞机频率和阻尼比分别是 ξ_{sp} 和 ω_{sp} 。因此,目标飞机与当前飞机的迎角传递函数如公式(4)和公式(5)所示:

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_z(s)} = \frac{M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi_c\omega_c s + \omega_c^2} \quad (4)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_z(s)} = \frac{M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} \quad (5)$$

对当前飞机引入迎角反馈和迎角角速率反馈来改变当前飞机的阻尼和频率,从而改善飞机的响应特性,假设迎角反馈增益和迎角角速率反馈增益分别为 k_1 和 k_2 ,引入反馈后飞机的迎角传递函数为:

$$\begin{aligned} \frac{\alpha(s)}{\delta_z(s)} &= \frac{M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} / \left[1 + \frac{M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} \cdot (k_1 + k_2 \cdot s) \right] \\ &= \frac{M_z^{\delta_z}}{s^2 + (2\xi_{sp}\omega_{sp}s + M_z^{\delta_z}k_2) + \omega_{sp}^2 + M_z^{\delta_z}k_1} \end{aligned} \quad (6)$$

结合公式(4)和公式(6),可得到两个反馈增益的计算公式(7)和公式(8):

$$\omega_c^2 = \omega_{sp}^2 + M_z^{\delta_z} k_1 \Rightarrow k_1 = \frac{\omega_c^2 - \omega_{sp}^2}{M_z^{\delta_z}} \quad (7)$$

$$2\xi_c \omega_c = 2\xi_{sp} \omega_{sp} + M_z^{\delta_z} k_2 \Rightarrow k_2 = \frac{2\xi_c \omega_c - 2\xi_{sp} \omega_{sp}}{M_z^{\delta_z}} \quad (8)$$

由迎角和迎角角速率反馈引起的舵面偏转速率如公式(9)和公式(10)所示:

$$\frac{\dot{\delta}_z}{\dot{\alpha}} = \frac{s \cdot \delta_z}{s \cdot \alpha} = \frac{\delta_z}{\alpha} \quad (9)$$

$$\frac{\dot{\delta}_z}{\ddot{\alpha}} = \frac{s \cdot \delta_z}{s \cdot \dot{\alpha}} = \frac{\delta_z}{\dot{\alpha}} \quad (10)$$

式中, $\dot{\delta}_z$ 表示升降舵的偏转速率, $\ddot{\alpha}$ 表示迎角角加速度。

因此,为了满足增稳需求,需要对舵面偏转速率有要求限制,其表达式如公式(11)所示:

$$\dot{\delta}_z = \frac{\delta_z}{\alpha} \cdot \dot{\alpha} + \frac{\delta_z}{\dot{\alpha}} \cdot \ddot{\alpha} = k_1 \cdot \dot{\alpha} + k_2 \cdot \ddot{\alpha} \quad (11)$$

因此,对上述公式取最大值,可以得到舵面偏转速率的需求,如公式(12)所示,即只有当舵面偏转速率可以达到上述的最大值或者更高,才可以通过反馈的方式使当前飞机系统达到我们期望的操纵响应。

$$\dot{\delta}_{z \max} = (k_1 \cdot \dot{\alpha} + k_2 \cdot \ddot{\alpha})_{\max} \quad (12)$$

通过理想飞机的迎角传递函数(公式(4))可以得到飞机的迎角角速度传递函数及迎角角加速度传递函数,见公式(13)和公式(14)。

$$\frac{\dot{\alpha}(s)}{\delta_z(s)} = \frac{M_z^{\delta_z} \cdot s}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \quad (13)$$

$$\frac{\ddot{\alpha}(s)}{\delta_z(s)} = \frac{M_z^{\delta_z} \cdot s^2}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \quad (14)$$

将公式(13)和(14)代入公式(11),得公式(15)。

$$\dot{\delta}_z = \left(\frac{k_1 \cdot M_z^{\delta_z} \cdot s}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} + \frac{k_2 \cdot M_z^{\delta_z} \cdot s^2}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \right) \delta_z \quad (15)$$

假设舵面单位阶跃式变化,可以得到舵偏速率的表达式(16):

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_z &= \left(\frac{k_1 \cdot M_z^{\delta_z} \cdot s}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} + \frac{k_2 \cdot M_z^{\delta_z} \cdot s^2}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \right) \cdot \frac{1}{s} \\ &= \frac{k_1 \cdot M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} + \frac{k_2 \cdot M_z^{\delta_z} \cdot s}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \end{aligned} \quad (16)$$

接下来考虑对舵面偏转速率需求最高的操纵,即“通过某一操纵使迎角阶跃变化至最大迎角”。

利用终值定理,可以得到迎角阶跃变化值 $\Delta\alpha_c$ 对应的指令:

$$\Delta\alpha_c = M_z^{\delta_z} / \omega_c^2 \Rightarrow M_z^{\delta_z} = \Delta\alpha_c \cdot \omega_c^2 \quad (17)$$

将公式(17)代入公式(16),可以得到对最极限操纵(迎角阶跃变化至最大的指令)的舵面偏转速率的表达式(18):

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_z &= \frac{k_1 \cdot M_z^{\delta_z}}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} + \frac{k_2 \cdot M_z^{\delta_z} \cdot s}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \\ &= \frac{k_1 \cdot \Delta\alpha_c \cdot \omega_c^2}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} + \frac{k_2 \cdot \Delta\alpha_c \cdot \omega_c^2 \cdot s}{s^2 + 2\xi_c \omega_c s + \omega_c^2} \end{aligned} \quad (18)$$

将其转换为时域表达式,如公式(19)所示。

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_z(t) &= \frac{k_2 \cdot \Delta\alpha_c \cdot \omega_c}{\sqrt{1 - \xi_c^2}} \left[\left(\frac{k_1}{k_2} - \xi_c \omega_c \right)^2 + (1 - \xi_c^2 \omega_c^2) \right]^{\frac{1}{2}} e^{-\xi_c \omega_c t} \\ &\quad \left[-\xi_c \omega_c \sin(\sqrt{1 - \xi_c^2} \omega_c t + \varphi) + \sqrt{1 - \xi_c^2} \omega_c \cos(\sqrt{1 - \xi_c^2} \omega_c t + \varphi) \right] \end{aligned} \quad (19)$$

式中,相位 $\varphi = \tan^{-1}(\sqrt{1 - \xi_c^2} \omega_c / (k_1/k_2 - \xi_c \omega_c))$ 。对公式(19)求最大值,就可以得到飞机在某一个状态对理想飞机的拟配。

3 仿真结果分析

以某一飞机模型作为载体进行仿真。针对此飞机模型选择四个状态点作为仿真用例,如表 2 所示。分别调整重心:后移 0%、2%、3%、5% 和 7%。指定理想频率 ω_{aug} 为 4.5,理想阻尼 ξ_{aug} 为 0.707。利用 2.2 节的计算方法计算出满足增稳需求的舵面偏转速率最小限制值随放宽静稳定性的相关参数,如表 3 至表 7 所示。

表 2 选取的状态点

状态点	重量/kg	高度/m	马赫数 Ma	真空速/($m \cdot s^{-1}$)
1	120 000	3 000	0.4	131.43
2	120 000	5 000	0.4	128.2
3	120 000	3 000	0.6	197.15
4	120 000	5 000	0.6	192.32

表 3 未放宽静稳定性飞机的相关参数

状态点	$2\xi_{sp} \omega_{sp}$	ω_{sp}^2	k_1	k_2	$\dot{\delta}_{z \max}$
1	1.065	7.68	-1.687 5	-0.702 8	71.16
2	1.094	16.92	-0.501 0	-0.738 2	61.54
3	1.167	16.81	-0.200 1	-0.298 6	87.68
4	1.684	17.23	-0.181 7	-0.277 8	75.38

表4 放宽2%静稳定性飞机的相关参数

状态点	$2\xi_{sp}\omega_{sp}$	ω_{sp}^2	k_1	k_2	$\dot{\delta}_{z\max}$
1	1.007	0.93	-2.593 6	-0.710 6	74.53
2	1.033	5.68	-2.270 3	-0.820 7	65.65
3	1.645	13.73	-0.392 4	-0.280 1	80.38
4	1.718	14.04	-0.394 1	-0.290 8	75.96

表5 放宽3%静稳定性飞机的相关参数

状态点	$2\xi_{sp}\omega_{sp}$	ω_{sp}^2	k_1	k_2	$\dot{\delta}_{z\max}$
1	1.016	0.26	-2.790 9	-0.737 7	75.74
2	1.032	4.64	-2.328 4	-0.785 8	67.31
3	1.658	12.03	-0.512 3	-0.289 3	80.26
4	1.734	12.27	-0.521 6	-0.298 4	76.15

表6 放宽5%静稳定性飞机的相关参数

状态点	$2\xi_{sp}\omega_{sp}$	ω_{sp}^2	k_1	k_2	$\dot{\delta}_{z\max}$
1	1.032	-1.15	-3.247 6	-0.799 5	78.19
2	1.029	2.5	-2.816 1	-0.836 3	70.62
3	1.676	8.3	-0.672 7	-0.260 3	80.39
4	1.761	8.42	-0.711 9	-0.273 2	76.88

表7 放宽7%静稳定性飞机的相关参数

状态点	$2\xi_{sp}\omega_{sp}$	ω_{sp}^2	k_1	k_2	$\dot{\delta}_{z\max}$
1	1.04	-2.79	-3.723 1	-0.850 0	80.55
2	1.001	-2.65	-3.880 1	-0.897 8	74.18
3	1.681	4.22	-1.013 6	-0.292 1	82.15
4	1.638	3.86	-1.100 1	-0.312 9	80.48

舵面偏转速率的最小限制值随放宽静稳定性的变化结果如图3至图6所示。

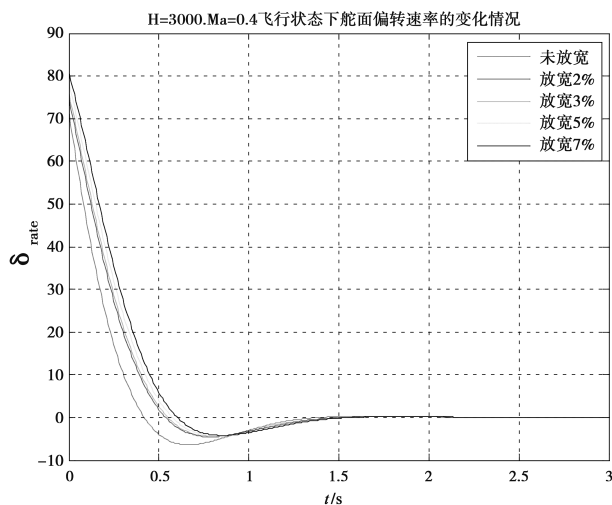


图3 3 000 m 0.4 Ma 飞行状态下舵面偏转速率变化情况

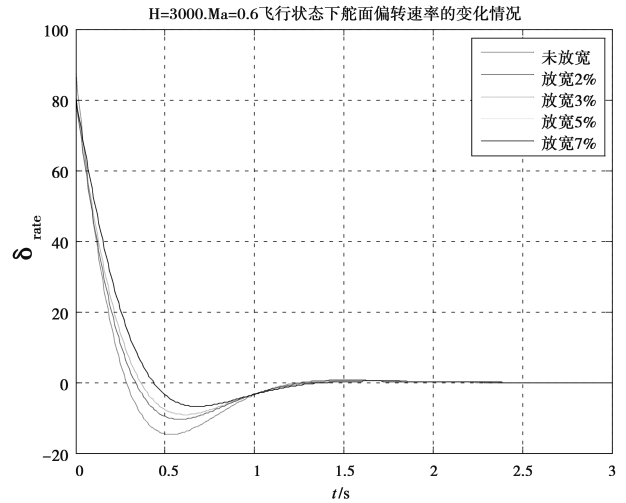


图4 3 000 m 0.6 Ma 飞行状态下舵面偏转速率变化情况

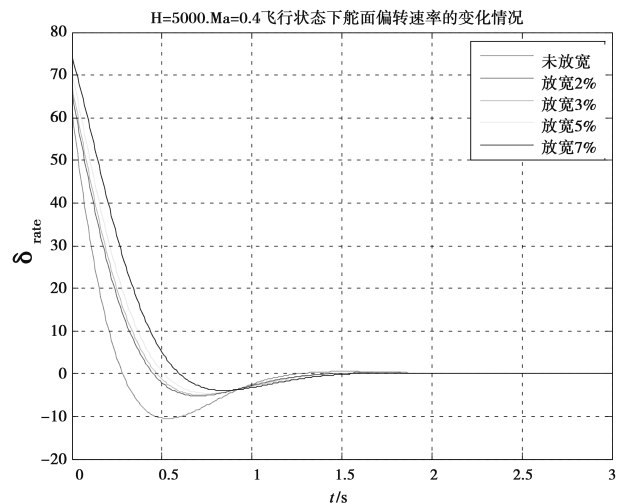


图5 5 000 m 0.4 Ma 飞行状态下舵面偏转速率变化情况

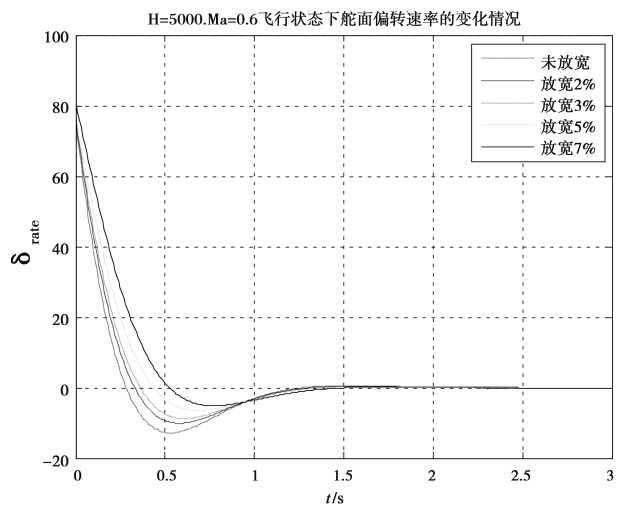


图6 5 000 m 0.6 Ma 飞行状态下舵面偏转速率变化情况

由图 3 至图 6 可知,考虑假设在最极限操纵下(即配平迎角阶跃变化至最大迎角),为了保证系统具有期望的阻尼和频率,在响应初始时刻舵面偏转速率的要求最高,且舵面偏转速率的最小要求值随着放宽静稳定性而增加。

4 结论

本文描述了放宽静稳定性对飞机的影响,以纵向放宽静稳定性为研究对象引出了“纵向放宽静稳定性将会影响飞机舵面偏转速率的限制需求”这一研究目标。在第 2 章中提出了基于模型拟配的计算由增稳引起的舵面偏转速率需求的数学方法。最后通过某一飞机模型为研究对象,利用此方法计算并得到结果。通过结果可以说明放宽静稳定性对飞机舵面偏转速率限制需求的影响,即在飞机响应飞行员操纵的初始时刻对由增稳引起舵面偏转速率的要求最高,且该舵面偏转速率最小要求值随着放宽静稳定性而增加。

参考文献:

- [1] 陈迎春,宋文滨,刘洪.民用飞机总体设计[M].上海:上海交通大学出版社,2010.
- [2] 布罗克豪斯.飞行控制[M].金长江,译.北京:国防工业出版社,1999.
- [3] 邵荣士.YF-16电传操纵系统控制律分析[J].飞机设计,1998(4):26-34.
- [4] 杨洪平,王立新.民用飞机放宽静稳定性的效益分析研究[J].飞行力学,2007(1):22-25.
- [5] KOBAYASHI O. Definition system and criteria related to the static stability of airplanes[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2002,45(148):116-123.
- [6] 徐鑫福,冯亚昌.飞机飞行操纵系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,1989:43-44.
- [7] 黄博,王新民,李俨,等.放宽静稳定性大型客机电传控制律设计[J].飞行力学,2010,28(5):31-35.
- [8] 吴森堂,费玉华.飞行控制系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:331-338.
- [9] 周惠钟,李忠应.放宽飞行器纵向静稳定度问题的分析研究[J].飞航导弹,1998(2):33-38.
- [10] 方振平.飞机飞行动力学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:86-87.

作者简介

赵昊罡 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制律设计。E-mail: xidianzhg@163.com

王博 男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行控制律设计、飞机操稳特性研究。E-mail: wangbonuaa@sina.cn

刘世民 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行控制律设计、飞机操稳特性研究。E-mail: liumin6879@163.com

Analysis of relaxed static stability to limit the deflection rate of aircraft rudder surface

ZHAO Haogang^{1*} WANG Bo^{1,2} LIU Shimin¹

(1. The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China;
2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Relaxed static stability, as an important technology in active control technology, has been widely popularized in the aviation industry. The application of this technology can not only greatly improve the maneuverability of the aircraft, but also bring considerable economic benefits to aircraft designers. However, with the relaxation of the aircraft's static stability margin, it will lose the stability of the aircraft, making it difficult to control, and also posing a new challenge to the design of flight control system. This paper takes the relaxation of the static stability technology's requirement on the deflection rate of the rudder surface as the research objective. Firstly, based on theoretical analysis, combined with rigorous formula derivation, a method for calculating the deflection rate demand value of the rudder surface was proposed, and then a certain aircraft model was taken as the research object, and different static stability margins were relaxed. Finally, the effect of relaxation of static stability on the demand of aircraft rudder surface deflection rate was analyzed through simulation verification.

Keywords: relaxed static stability; deflection rate of rudder surface; simulation verification

* Corresponding author. E-mail: xidianzhg@163.com