

文章编号 1004-924X(2010)01-0100-08

轴对称飞行器滚转稳定控制与舵机技术指标

张 跃, 段 镇

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:结合捷联惯性导航技术,系统研究了舵机技术指标对滚转自动驾驶仪性能的影响。根据滚转回路特性,分析了滚转回路截止频率与舵机带宽的基本关系。应用频域分析,在低阶简化模型和高阶模型性能比较的基础上,研究了舵机带宽和相角对滚转回路性能的影响。以二阶系统阶跃响应形式,联系飞行操纵产生的下洗流干扰力矩与滚转稳态指令,确定了舵的最大偏转角速度,保证滚转自动驾驶仪在机动飞行时工作在线性区。另外,综合考虑有转速和角度限制的二阶系统舵机模型及不同总攻角下的最大干扰力矩,考查了饱和非线性区中滚转回路指令和滚转角的响应状态,论证了滚转回路的稳定性。结果表明,对于弹体滚转时间常数为 0.3 s,舵效率力矩为 42 N·m/rad,带宽要求 >50 rad/s 的滚转自动驾驶仪,舵机带宽应不小于 20 Hz,阻尼比应在 0.6 以上。

关键词:轴对称飞行器;滚转自动驾驶仪;舵机;稳定性;饱和非线性

中图分类号:V241.5 **文献标识码:**A

Roll stable control and rudder's technologic parameters of axisymmetric aircrafts

ZHANG Yue, DUAN Zhen

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: Combined with a strapdown inertial navigation technology, the effect of the technical parameters of a rudder on the performance of a roll autopilot was studied systematically. According to the roll-loop characteristics, the relationship between the roll-loop cut-off frequency and the rudder bandwidth was analyzed; and by comparing the simplified low-order model with the high-order model, the effect of the rudder bandwidth and phase angle on the roll-loop performance was studied based on a frequency domain analysis. In the step response form of a second-order system, the maximum angular velocity of the rudder was determined in combination with the downwash torque with the rolling steady-state command, which ensures the roll autopilot to operate on a linear area under the condition of maneuvering flight. Furthermore, considering the second-order system rudder model with the restrictions on angular velocity and angles and the maximum disturbing torque under different total attack angles, the roll-loop commands and the response state of roll in a saturated nonlinear area was examined, and the stability of roll-loop was proved. Experimental results show that the rudder band-

收稿日期:2009-07-08;修订日期:2009-09-18.

基金项目:中国科学院三期创新工程资助项目

width should be no less than 20 Hz and the damping ratio should be 0.6 or more when the missile time constant is 0.3 s, rudder surface moment efficiency is $42 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$, and the bandwidth of the roll autopilot needs to be more than 50 rad/s.

Key words: axisymmetric aircraft; roll autopilot; rudder; stability; saturated nonlinearity

1 引言

飞行控制系统的任务是通过自动驾驶仪的工作快速准确地产生制导所需要的加速度,而执行机构舵机的带宽、最大角速度以及飞行器的气动力特性等是设计飞行控制系统的重要约束。自动驾驶仪分为俯仰/偏航自动驾驶仪和滚转自动驾驶仪,为更好地实现俯仰/偏航自动驾驶仪的控制效果,使各通道的控制系统设计能够独立进行,应避免俯仰、偏航通道耦合,由此即要求滚转自动驾驶仪的动态特性比俯仰/偏航自动驾驶仪要快得多。对于滚转稳定回路(滚转回路)的设计,单输入单输出滚转回路的结构方案、控制原理皆已成熟^[1],为基本设计工作奠定了基础。舵机是飞行器的执行机构,决定着飞行的动态品质与制导精度,近年来电动舵机以其简单可靠、易于控制的特点在国外各种飞行器中得到了广泛应用^[2],但由于现有技术和成本对舵机带宽、最大角速度指标有所限制,而飞行性能又要求舵机有较高的品质来复现自动驾驶仪的指令,因此,进行滚转回路的系统性研究显得尤为重要。

滚转回路稳定控制的研究需解决回路带宽、相角裕度与舵机带宽、相角滞后的相互关系,考察所关注频率范围内相角滞后对滚转回路相对稳定性的不利影响,并恰当地确定舵机技术指标。受电机功率限制,电动舵机的最大偏转角速度是有限的,即电动舵机是有速度饱和的非线性系统。由于饱和时实现指令时间变长,严重时会导致滚转回路趋于不稳定^[3-4],因此,设计控制系统时必须考查飞行器机动飞行条件下滚转回路线性工作区的设计以及非线性工作区稳定性的评估问题,即必须确定电动舵机的线性度以及最大角速度指标,而此类专题文献尚未见公开发表。

针对轴对称飞行器滚转自动驾驶仪设计,本文采用捷联惯性导航获取闭环系统反馈信号,根据动压比实时调整开环增益以保证控制对象参数在整个飞行过程中无较大波动,并设计超前网络

来满足设计指标要求。通过对滚转回路结构的分析,确定了控制参数的选择与舵机带宽指标之间的关系,结合二阶系统阶跃响应和滚转回路干扰的特点,求得了舵机最大角速度,实现了滚转回路的稳定控制。

2 滚转回路控制原理与设计要

2.1 滚转回路系统结构原理

飞行器俯仰/偏航采用鸭式布局控制,滚转稳定通过尾翼后端的副翼进行,滚转自动驾驶仪与捷联惯性导航系统(SINS)一体化设计。弹体角速度 ω_{x_1} 、 ω_{y_1} 、 ω_{z_1} 和过载 n_{x_1} 、 n_{y_1} 、 n_{z_1} 由惯性测量单元(IMU)测得,经导航解算获得弹体姿态角 θ 、 ϕ 、 γ ,同时计算滚转角速度 $\dot{\gamma}$,参数经校正环节产生指令;又由弹道高度 y 、飞行速度 v 计算动压比 K_q ,对指令进行变增益调整,调整后控制指令 δ_x 送入舵机以保证弹体滚转角的稳定。采用捷联惯性导航进行滚转稳定控制的系统原理框图如图1所示。

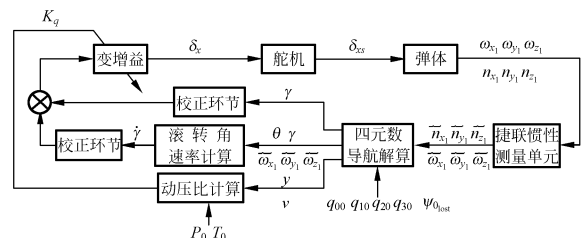


图1 采用捷联惯性导航滚转稳定控制的系统原理框图

Fig. 1 Theory block diagram of roll stable control with SINS

尽管滚转回路与惯性导航系统结合设计,但由于惯性导航系统在较宽频段的输入信号下能获得较高的测量精度,所以滚转回路可简化成独立的通道进行设计^[5-7]。图2是滚转回路位置控制结构图,弹体环节采用了有干扰力矩输入模型,舵机采用二阶环节描述。

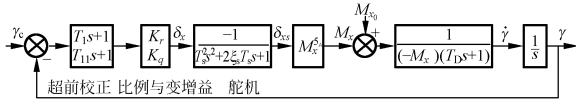


图 2 滚转稳定回路传递函数结构图

Fig. 2 Block diagram of transform function for roll stable loop

2.2 滚转回路设计要求

设计滚转回路应满足如下要求:

- 1) 稳定性: 相位稳定裕度 $\leq 30^\circ$, 幅值稳定裕度 ≤ 8 dB.
- 2) 快速性与阻尼: 滚转回路带宽 > 48 rad/s, 等效阻尼比约为 0.7.
- 3) 滚转角误差: 飞行滚转角 $\gamma < 5^\circ$.

3 滚转回路性能设计

3.1 滚转回路截止频率与舵机带宽分析

滚转回路截止频率设计值与舵机带宽有着紧

$$\Phi_x(s) = \frac{\gamma(s)}{M_{x_0}(s)} = \frac{(T_{11}s+1)(T_s^2s^2+2\xi_s T_s s+1)}{M_{x_0}^e(T_D s+1)(T_{11}s+1)(T_s^2s^2+2\xi_s T_s s+1)s+(T_1 s+1)\frac{K_\gamma}{K_q}(-M_{x_0}^e)} \quad (3)$$

当 M_{x_0} 起阶跃作用时, $M_{x_0}(s) = \frac{M_{x_0 \max}}{s}$:

$$\gamma_{\text{oss}} = \lim_{t \rightarrow \infty} \gamma(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \Phi_x(s) = \frac{M_{x_0 \max}}{s} \frac{M_{x_0 \max}}{s} = \frac{M_{x_0 \max}}{\frac{K_\gamma}{K_q}(-M_{x_0}^e)} \quad (4)$$

式(4)中 γ_{oss} 为稳态滚转角, 参数 $M_{x_0 \max}$ 是飞行时于扰力矩的设计极限值, $M_{x_0}^e$ 为舵效率力矩。已知滚转回路标称气动力参数如表 1。

表 1 滚转回路气动力学参数

Tab. 1 Roll-loop aerodynamic parameters

气动力参数	弹道末端点(140 s)
Ma (弹速)	0.44
$M_{x_0}^e / (\text{N} \cdot \text{m}/\text{rad})$	-42.036
$M_{x_0}^e / (\text{N} \cdot \text{m}/\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	-1.699 8
$K_D = (-M_{x_0}^e / M_{x_0}^e) / (1/\text{s})$	-24.730
$T_D = (J_x / -M_{x_0}^e) / \text{s}$	0.308 16
$M_{x_0 \max} (\text{N} \cdot \text{m})$	11.7
K_q	1.211 7

根据表 1 参数,

密的联系, 根据经验, 一般取舵机带宽的 $1/5$ ^[8]。

由图 2 所示, 如果滚转回路不考虑超前校正和舵机环节, 回路将是一个典型的 I 型单位反馈系统, 开环传递函数为:

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_c(s)} = \frac{K_0}{s(T_D s+1)} \quad (1)$$

式中 $K_0 = \frac{K_\gamma}{K_q}(-K_D)$ 为滚转回路开环增益, K_γ 是滚转回路的比例系数, K_q 为动压比, K_D 为滚转通道的传递系数。

式(1)中转折频率为 $1/T_D$, 起始线与 0 分贝线交点频率为 K_0 , 则滚转回路截止频率^[9]:

$$\omega_c = \sqrt{K_0/T_D} = \sqrt{K_\gamma(-K_D)/(K_q T_D)} \quad (2)$$

式中 T_D 为飞行器滚转通道的时间常数。

按滚转角 γ 误差的要求, 可通过干扰力矩 M_{x_0} 和滚转角 γ 的稳态关系求得 K_γ 的最小值。图 2 所示干扰力矩 M_{x_0} 和滚转角 γ 的传递函数为:

$$K_\gamma = \frac{M_{x_0 \max}}{\frac{\gamma_{\text{oss}}}{K_q}(-M_{x_0}^e)} = \frac{11.7}{5/57.296/1.2117 \times 42.036} = 3.86$$

为保证滚转回路滚转角 γ_{oss} 的稳态精度, K_γ 的取值应大于 3.86。

取 $K_\gamma = 4.2$, 由式(2)滚转回路截止频率

$$\omega_c = \sqrt{K_0/T_D} = \sqrt{4.2 \times 24.7/1.211/0.308} = 16.68 \text{ rad/s}$$

由于超前网络的作用, 滚转回路截止频率应比式(2)值大, 那么舵机带宽要大于

$$16.68 \times 5 = 83.42 \text{ rad/s} (13.3 \text{ Hz})$$

舵机性能一般要求用二阶系统来衡量, 体现为带宽与阻尼比两项指标。根据上述分析, 舵机带宽可分别取 16 Hz ($T_s = 0.011$ 4s) 和 20 Hz ($T_s = 0.009$ 1s), 阻尼比取 $\xi_s = 0.6$ 进行论证。

3.2 滚转回路参数设计及舵机带宽的影响

对图 2 所示的滚转回路求闭环传递函数,

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_c(s)} = K_0(T_1 s+1) / \{ T_{11} T_D T_s^2 s^5 + [(T_{11} + T_D) T_s^2 + 2\xi_s T_{11} T_s T_D] s^4 + [T_{11} T_D + 2\xi_s T_s (T_{11} + T_D) + T_s^2] s^3 + [T_{11} + T_D + 2\xi_s T_s] s^2 + (1 + K_0 T_1) s + K_0 \} \quad (5)$$

滚转回路校正设计中,选择式(5)参数 K_γ 、 T_1 ,保证滚转回路带宽,用微分环节形成的零点作用抵消弹体时间常数决定的极点,实现滚转回路指标要求所预期的响应特性。由于舵机相对弹体环节动态特性较快,滚转稳定回路初始设计可先忽略其动态特性的影响用三阶传递函数进行,此时滚转稳定回路闭环传递函数如下:

$$\frac{\gamma(s)}{\gamma_c(s)} = \frac{K_0(T_1s+1)}{T_D T_{11}s^3 + (T_D + T_{11})s^2 + (1+K_0T_1)s + K_0}, \quad (6)$$

由闭环传递函数频率特性求得带宽表达式为:

$$\frac{K_0^2(T_1\omega_b^2+1)}{[K_0 - (T_D + T_{11})\omega_b^2]^2 + [(1+K_0T_1) - T_D T_{11}\omega_b^2]^2 \omega_b^2} = \left(\frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2, \quad (7)$$

整理得:

$$T_D^2 T_{11}^2 \omega_b^6 + (T_D^2 + T_{11}^2 - 2K_0 T_1 T_D T_{11}) \omega_b^4 + [(1+K_0 T_1)^2 - 2K_0(T_D + T_{11}) - 2K_0^2 T_1^2] \omega_b^2 - K_0^2 = 0. \quad (8)$$

其开环传递函数为:

$$G(s) = \frac{K_0(T_1s+1)}{T_D T_{11}s^3 + (T_D + T_{11})s^2 + s}, \quad (9)$$

由开环传递函数频率特性求得截止频率表达式

$$\frac{K_0^2(T_1\omega_c^2+1)}{(T_D + T_{11})^2 \omega_c^4 + (T_D T_{11} \omega_c^3 - \omega_c)^2} = 1^2, \quad (10)$$

整理得

$$T_D^2 T_{11}^2 \omega_c^6 + (T_D^2 + T_{11}^2) \omega_c^4 + (1 - K_0^2 T_1^2) \omega_c^2 - K_0^2 = 0. \quad (11)$$

进一步对闭环传递函数式(6)进行分析,由于 $T_D T_{11}$ 值较小,可以忽略传递函数三次项的影响,简化后传递函数为:

$$\frac{K_0(T_1s+1)}{(T_D + T_{11})s^2 + (1+K_0T_1)s + K_0}, \quad (12)$$

将式(12)转化为标准形式:

$$T = \sqrt{\frac{T_D + T_{11}}{K_0}} \approx \sqrt{\frac{T_D K_q}{K_\gamma(-K_D)}} = \sqrt{\frac{K_q}{K_\gamma(-qsLm_x^{\phi_x})/J_x}}, \quad (13)$$

$$\xi = (1+k_0 t_1)/2\sqrt{(T_D + T_{11})K_0}. \quad (14)$$

由式(13)所示,采用动压比 K_q 可以弥补 $M_x^{\phi_x}$ 中动压 q 的变化, K_γ 可弥补 $m_x^{\phi_x}$ 随 Ma 及转动惯量 J_x 的变化,使得 T 趋于恒定。由式(2)和式(13)可知滚转回路截止频率近似等于系统闭环固有频率。

由式(14)所示,起微分限制作用的 $T_{11} = T_1/a$,滚转驾驶仪 a 最大取为 $15^{[10]}$ 。按照滚转回路设计要求,阻尼比 ξ 应为 0.707 。那么由式(14)得;

$$1 - 2K_0 T_D + 2K_0(1 - 1/a)T_1 + K_0^2 T_1^2 = 0, \quad (15)$$

式(15)确定了稳定区域中满足响应特性的 K_γ 与 T_1 关系,如表 2 所示。

表 2 K_γ 和 T_1 的数值关系

Tab. 2 Relationship of K_γ and T_1

K_γ	$T_1(s)$
3.8	0.077
4.2	0.074
4.6	0.071
5.0	0.069
5.4	0.066
5.8	0.064

式(8)和式(11)系数皆为实数,可采用一元三次方程求解。对于可选用的比例系数 K_γ 和时间常数 T_1 ,截止频率 ω_c 、相角 γ 和带宽 ω_b 值计算结果如表 3 所示。

表 3 截止频率 ω_c 、相角 γ 和带宽 ω_b

Tab. 3 Cut-off frequency ω_c , phase γ and bandwidth ω_b

K_γ	$\omega_c/(rad/s)$	$-\gamma/(\circ)$	$\omega_b/(rad/s)$
3.8	22.09	118.6	31.39
4.2	23.35	118.8	33.26
4.6	24.55	118.9	35.05
5.0	25.70	119.1	36.76
5.4	26.81	119.2	38.41
5.8	27.87	119.4	39.99

对应于表 3 截止频率 ω_c ,舵机的相角滞后如表 4 所示。

表 4 舵机的相角滞后

Tab. 4 Rudder phase angle lag

$\omega_c/(rad/s)$	$\gamma/(\circ)$	
	20 Hz	16 Hz
22.09	14.12	17.89
23.35	14.96	18.98
24.55	15.76	20.03
25.70	16.54	22.02
26.81	17.29	22.98
27.87	18.02	23.91

对于比例系数 K_γ 和时间常数 T_1 , 应用图 2 的开、闭环传递函数, 滚转回路截止频率 ω_c 、幅值裕度 A_b 和带宽 ω_b 结果如表 5 所示。

在自动驾驶仪的设计中, 一般要求舵机带宽比自动驾驶仪带宽大 3~4 倍, 这主要考虑舵机在

通道截止频率处不能带来较大相位滞后。带舵机环节后, 滚转回路成为五阶系统, 舵机的高频动态特性会改变原三阶系统的频率响应^[8], 通道带宽也被拓宽。

表 5 截止频率 ω_c 、幅值裕度 A_b 和带宽 ω_b

Tab. 5 Cut-off frequency ω_c , amplitude margin A_b and bandwidth ω_b

K_γ	20 Hz			16 Hz		
	ω_c /(rad/s)	A_b /dB	ω_b /(rad/s)	ω_c /(rad/s)	A_b /dB	ω_b /(rad/s)
3.8	22.3	12.6	42.4	22.4	10.8	45.9
4.2	23.6	12.1	45.8	23.7	10.3	49.2
4.6	24.8	11.7	49.4	25.0	9.79	52.2
5.0	26.0	11.3	52.7	26.2	9.36	55.0
5.4	27.1	10.9	55.5	27.3	8.97	57.4
5.8	28.2	10.5	58.6	28.4	8.59	59.8

惯性导航系统在反馈回路中的影响同舵机一样, 若进行单通道考查, 其也可带来相角滞后。若取比例系数 $K_\gamma = 4.2 \sim 4.6$, 舵机带宽为 20 Hz, 可满足滚转回路设计要求。同时滚转回路带宽拓宽至 48~52 rad/s。

滚转回路参数带舵机环节后, 其闭环传递函数的原有阻尼比也将被改变, 式(5)中由于 $T_D T_{11}$ 、 T_s 其值较小, 可以忽略传递函数三次项以上的影响, 简化后传递函数为:

$$\frac{K_0(T_1 s + 1)}{(T_D + T_{11} + 2\xi_s T_s) s^2 + (1 + K_0 T_1) s + K_0} \quad (16)$$

对比式(12)和式(14)有:

$$\xi' = \xi / \sqrt{1 + 2\xi_s T_s / (T_D + T_{11})} \quad (17)$$

由于 T_{11} 变化较小, 由式(17)计算的 ξ' 基本保持不变, 对于带宽为 20 Hz ($T_s = 0.009$ 1s) 的舵机, $\xi' \approx 0.695$; 带宽为 16 Hz ($T_s = 0.011$ 4s) 的舵机, $\xi' \approx 0.692$ 。简化设计时, 会带来误差, 但求取滚转回路的控制参数, 通常需采用逐次逼近的方法。在初次设计时, 采用简化模型仍可得到较好的近似结果。

4 舵机最大偏转角速度与饱和非线性区稳定性

4.1 阶跃响应下最大偏转角速度

舵面最大偏转角速度是舵机的另一项重要指标。受到电机功率限制, 舵机的最大偏转角速度不能完全达到线性系统的设计要求, 因此舵机偏转角速度进入饱和状态时, 滚转回路将工作在非线性区。

对于舵面最大偏转角速度, 文献[10]通过舵机环节固有频率 ω_n 和最大舵偏角 $\bar{\theta}$ 求取平均角速度的方法来确定此指标, 这里提出了用二阶系统阶跃响应求取舵的最大偏转角速度的思路, 而舵指令阶跃幅值由实际弹道需求确定, 力求接近实际。

用二阶系统衡量舵的特性, 其舵偏转角速度传递函数为:

$$\frac{\dot{\delta}_{rs}(s)}{\delta_x(s)} = \frac{\omega_{ns}^2 s}{s^2 + 2\xi_s \omega_{ns} s + \omega_{ns}^2} \quad (18)$$

当指令为阶跃时, $\delta_x(s) = \frac{\hat{\theta}}{s}$, 则

$$\dot{\delta}_{rs}(s) = \frac{\omega_{ns}^2 \hat{\theta}}{s^2 + 2\xi_s \omega_{ns} s + \omega_{ns}^2} \quad (19)$$

对式(19)反拉氏变换, 舵偏转角速度为:

$$\dot{\delta}_{rs}(t) = \frac{\hat{\theta}\omega_{ns}}{\sqrt{1-\xi_s^2}} e^{-\xi_s\omega_{ns}t} \sin(\sqrt{1-\xi_s^2}\omega_{ns}t), \quad (20)$$

令式(20)导数为 0,

求得 $t = \beta/\sqrt{1-\xi_s^2}\omega_{ns}$,

式中 $\beta = \arccos \xi_s$,

则

$$\dot{\delta}_{rs\max}(t = \frac{\beta}{\sqrt{1-\xi_s^2}\omega_{ns}}) = \omega_{ns}\hat{\theta}e^{-\frac{\beta}{\tan\beta}}, \quad (21)$$

若 $\xi_s = 0.6$, 舵机的最大偏转角速度

$$\dot{\delta}_{rs\max} = 0.499\omega_{ns}\hat{\theta} \approx 0.5\omega_{ns}\hat{\theta}. \quad (22)$$

式(22)表示了线性舵系统对阶跃指令跟踪应达到的最大转角速度。 $\hat{\theta}$ 为滚转回路阶跃指令值, 取决于鸭舵操纵时不对称洗流产生的滚转干扰力矩的形式与大小。

4.2 滚转回路的干扰力矩与指令

“鸭式”布局的飞行器滚转干扰力矩成因复杂, 对滚转控制影响较大, 通过风洞试验已取得两部分数据: 一部分是与翼面安装角误差有关的滚转干扰力矩, 力矩系数为 $m_x(Ma, \delta\phi)$; 另一部分是与飞行攻角 α 、侧滑角 β 有关的滚转干扰力矩, 力矩系数为 $m_x(Ma, \alpha_T, \phi_T)$ 。其中: Ma 为马赫数, $\cos \alpha_T = \cos \alpha \cos \beta$, α_T 为飞行总攻角, $\tan \phi_T = \tan \beta / \sin \alpha$, ϕ_T 为速度平面与弹体纵对称面夹角, 也称攻角平面角。

实验数据表明, 当 $Ma = 0.44$ 时, 干扰力矩系数 m_x 随 α_T 、 ϕ_T 变化曲线如图 3 所示, 其形式符合诱导力矩的研究^[11]。

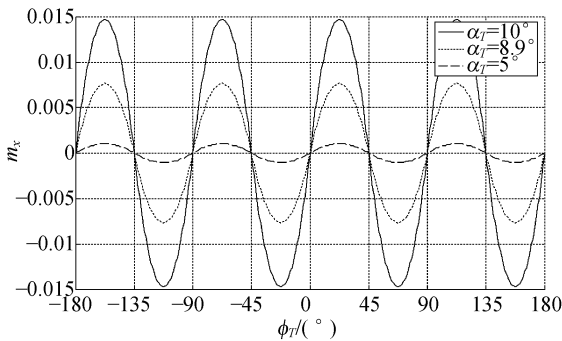


图 3 滚转干扰力矩系数 m_x 随 α_T 和 ϕ_T 的变化

Fig. 3 Roll disturbing torque coefficient m_x with α_T and ϕ_T

飞行器制导飞行时, 由于俯仰/偏航舵的操纵, 产生攻角 α 和侧滑角 β , 依其变化, 弹体受到滚转干扰力矩 $M_{x_0} = qsL(m_x(Ma, \delta\phi) + m_x(Ma,$

$\alpha_T, \phi_T)$ 作用, 根据滚转回路的控制原理, 自动驾驶仪形成指令 δ_x , 以及时消除干扰力矩对滚转角 γ 的影响。

应用滚转回路设计结果, 在半实物仿真中, 俯仰通道启控后加以重补指令, 为符合滚转干扰力矩 M_{x_0} 诱导产生的特点, 偏航通道给以正弦交变指令操纵, 使得弹道中总攻角 α_T 值达到攻角 $\alpha_{available}$, 以获得机动飞行中弹体干扰力矩 M_{x_0} 。同时也得到了受控的滚转角 γ , 曲线如图 4 所示。滚转角 γ 弹道前期控制在 5° 以内, 后期控制在 1.5° 以内, 精度满足设计指标要求。

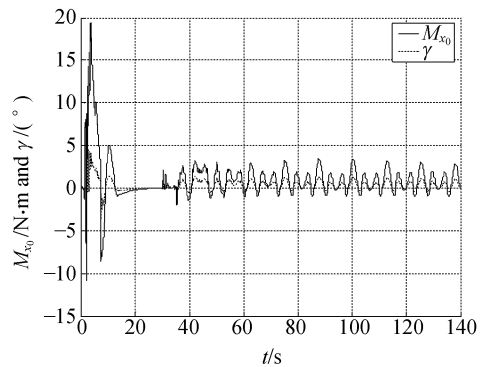


图 4 俯仰/偏航舵操纵时滚转回路干扰力矩 M_{x_0} 与滚转角 γ

Fig. 4 Roll loop disturbing torque M_{x_0} and roll γ with pitch/yaw rudder steering

由滚转回路指令 δ_x 与 M_{x_0} 稳态关系

$$\delta_{x\text{ross}}(-M_{x_0}^{\delta_x}) = M_{x_0}.$$

当偏航通道操纵较为剧烈时, M_{x_0} 就会接近阶跃形式, 认为 $\delta_{x\text{ross}}$ 也为阶跃形式, 阶跃形式是严格进而留有裕量的设计。应用稳态关系, 而略去 M_{x_0} 的瞬态超调, 把这部分纳入留有裕量的设计中或滚转回路饱和非线性工作区内, 对系统设计也是合理的。

图 4 机动飞行中的 $M_{x_0} = 3.44 \text{ N} \cdot \text{m}$, $\delta_{x\text{ross}} = M_{x_0} / (-M_{x_0}^{\delta_x}) = 3.44 / 42.04 = 4.69^\circ$ 。由式(22)得到舵机偏转最大角速度要求值为: $\dot{\delta}_{rs\max} = 0.5 \times 109.44 \times 4.69 = 256.64 (\text{度})/\text{s}$ 。这样在攻角 $\alpha_{available}$ 下操纵飞行时, 滚转回路可工作在线性区。

气动力设计时, 要协调干扰力矩 M_{x_0} 和舵效率力矩 $M_{x_0}^{\delta_x}$ 的关系, 极限情况下副翼才偏满全

程,通常偏角约为满刻度的一半^[12]。提高 M_x^{δ} , 减小稳态舵摆角 δ_{ross} , 有利于舵机最大角速度的选取。

4.3 舵机角速度工作在饱和区时滚转回路的稳定性

舵机角速度进入饱和区工作时,滚转回路前向通道比例增益降低,回路工作状态和稳定性将受到影响。以二阶系统表示的舵机环节,有角速度和角度限制的结构图如图 5 所示。

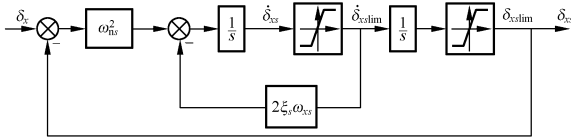


图 5 有速度和角度限制的舵机结构图

Fig. 5 Rudder block diagram with restrictions of angular velocity and angle

最大舵偏角 $\delta_{\text{csmax}} = \pm 20^\circ$, 最大舵偏角速度 $\dot{\delta}_{\text{csmax}} = \pm 250$ ($^\circ$)/s, 可用舵机图 5 替代图 2 中的舵机环节进行仿真, 研究舵机角速度工作在饱和区时滚转回路的状态。滚转回路是 $\gamma_c = 0$ 时稳定控制回路, 输入只有干扰力矩 M_{x_0} 。

对滚转稳定回路进行仿真, 考察 4.2 节所述达到可用攻角操纵飞行方式下, 取干扰力矩最大值 $M_{x_0\text{max}} = 5.23$ N·m ($\alpha_T = 8.9^\circ, \phi_T = 22.5^\circ, Ma = 0.44$) 的情况, 结果舵偏角速度小于 250° /s; 再取 1.5、1.8、2.1 倍的 $M_{x_0\text{max}}$ 进行仿真, 对有、无最大舵偏角速度限制的滚转回路指令 δ_x 和滚转角 γ 仿真结果如图 6 所示。

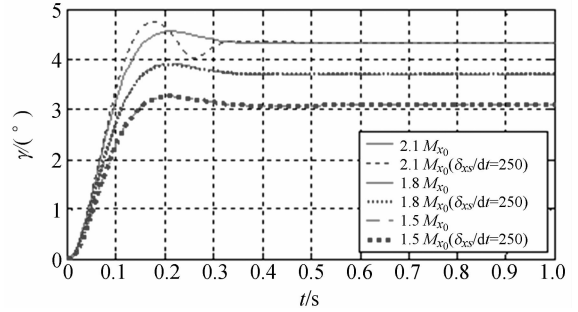
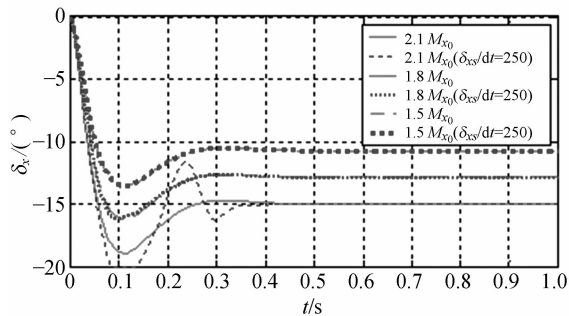


图 6 有无最大舵偏角速度限制的指令 δ_x 和滚转角 γ
Fig. 6 Commands δ_x and roll γ with and without restrictions of maximum angular velocity

取 1.5 倍 $M_{x_0\text{max}}$ 以后, 舵机饱和逐步加深, 而取 2.1 倍 $M_{x_0\text{max}}$ 以后, 舵不能执行线性设计时的准确指令, 滚转角在时域内的动态品质骤然下降, 滚转回路趋向不稳定。2.1 倍 $M_{x_0\text{max}}$ 的值为 11 N·m, 与设计极限值 11.7 N·m ($\alpha_T = 10^\circ, \phi_T = 22.5^\circ, Ma = 0.44$) 基本相对应。所以, 舵机最大转速能满足在可用攻角下操纵飞行时滚转回路工作在线性区的要求, 基本满足了最大干扰力矩 (11 N·m) 作用下滚转回路工作在饱和区且稳定飞行的要求, 可使飞行性能在现有舵机最大角速度下得以发挥。

值得注意的是: 由图 3 所示, $\alpha_T = 10^\circ$ 附近 m_x 迅速增加, 系统设计应有效地限制俯仰/偏航舵的操纵, 使飞行总攻角 $\alpha_T \leq 10^\circ$ 。

5 结 论

滚转稳定控制与舵机性能密切相关。本文研究了滚转稳定控制与舵机技术指标之间的关系, 提出了一种利用解析法设计控制器与舵机参数的方法, 并详细阐述了设计过程。研究表明, 滚转自动驾驶仪带宽 > 48 rad/s, 阻尼比为 0.69, 相角裕度 $> 32^\circ$, 幅值稳定裕度 > 11 dB, 滚转角 γ 在有动力飞行段 $< 5^\circ$, 无动力飞行段 $< 1.5^\circ$, 满足操纵飞行总攻角达到可用攻角时滚转回路工作在线性区的要求; 当最大舵偏角速度为 ± 250 ($^\circ$)/s 时, 对于最大 11 N·m 干扰力矩, 滚转回路工作在饱和段, 但系统仍保持稳定。根据研究结果, 当弹体滚转时间常数为 0.3 s, 舵效率力矩为 42 N·m/

rad,滚转回路带宽不小于 50 rad/s 时,舵机带宽应不小于 20 Hz,阻尼比应在 0.6 以上。通过半

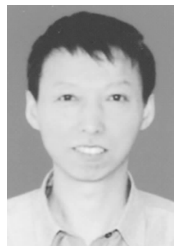
实物仿真,初步设计验证了上述方法能给出较好的结果。

参考文献:

- [1] 刘兴堂. 导弹制导控制系统分析、设计与仿真[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006.
LIU X T. *Missile Guidance and Control System Analysis, Design and Simulation* [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 汪军林,解付强,刘玉浩. 导弹电动舵机的研究现状及发展趋势[J]. 飞航导弹,2008,3:42-46.
WANG J L, XIE F Q, LIU Y H. The status and development trend of the missile electric steering gear[J]. *Winged Missile Journal*, 2008,3:42-46. (in Chinese)
- [3] 王广雄,何朕. 控制系统设计[M]. 北京:清华大学出版社,2008.
WANG G X, HE ZH. *Control System Design*[M]. Beijing:Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)
- [4] 李洪文. 基于内模控制的大型望远镜伺服系统[J]. 光学精密工程,2009,2(17):327-332.
LI H W. Servo system of large telescope based on internal model PID control method[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,2(17):327-332. (in Chinese)
- [5] PETER H Z. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics* [M]. Gainesville: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2000.
- [6] 张文博,范大鹏,张智永. 光电稳定跟踪装置中微机电陀螺应用研究[J]. 光学精密工程,2006,4(14):689-696.
ZHANG W B, FAN D P, ZHANG ZH Y. Research on application of MEMS gyro to servo system

- for E-O stabilization and tracking devices[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,4(14):689-696. (in Chinese)
- [7] 张智永,范大鹏,范世珣. 光电稳定跟踪装置的控制系统设计[J]. 光学精密工程,2006,4(14):681-688.
ZHANG ZH Y, FAN D P, FAN SH X. Servo system design for E-O stabilization and tracking devices[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,4(14):681-688. (in Chinese)
- [8] F. William Nesline, Mark L Nesline. How autopilot requirements constrain the aerodynamic design of homing missiles[C]. *American Control conference, America*,1984:716-730.
- [9] 尾形克彦. 现代控制工程(第四版)[M]. 卢伯英译. 北京:电子工业出版社,2007.
KATSUHIKO. *Modern Control Engineering (Fourth Edition)* [M]. LU B Y Translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2007. (in Chinese)
- [10] QI Z K, XIA Q L. *Guided Weapon Control Systems* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology,2004.
- [11] SALOUA B K, PHILIPPE G, MARE L, et al. Numerical Simulation of roll induced moment of cruciform tactical missiles[J]. *Aerosp. Sci. Technot*,2001,5:109-124.
- [12] 陈佳实. 导弹制导和控制系统的分析与设计[M]. 北京:宇航出版社,1984.
CHEN J SH. *Analysis and Design of Missile Guidance and Control System* [M]. Beijing :China Astronautic Publishing House,1984. (in Chinese)

作者简介:



张跃(1958—),男,河北承德人,研究员,1982年于北京工业学院获得学士学位,2007年于北京理工大学获得硕士学位,主要从事空间飞行技术的研究。E-mail:zhangyue@ciomp.ac.cn.

通讯作者:



段镇(1982—),男,辽宁本溪人,研究实习员,2005年、2008年于西北工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事飞行控制系统的建模与控制技术的研究。E-mail:dj-100@163.com.