

TVC 飞行器的新型滚动飞行控制研究^{*}

刘新建, 袁天保

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

(马兴瑞推荐)

摘要: 针对某推力矢量姿态控制(TVC)飞行器, 在助推段需要连续绕弹体纵轴滚动(自旋)飞行的新问题, 在研究其非线性飞行动力学建模和动力学特性的基础上, 通过分析研究和数值仿真, 找出了影响俯仰偏航飞行稳定和姿态控制精度的主要交叉耦合因素. 重点突出曾被忽视的因自旋滚动引起底层伺服系统之间的惯性延迟耦合, 提出了工程可实现的解耦控制方案和算法. 可为进一步研究该类复杂飞行器的飞行控制提供模型和方法上的理论指导和参考.

关键词: TVC 飞行器; 自旋姿态动力学; 非线性解耦控制

中图分类号: V448.1 **文献标识码:** A

引 言

TVC 飞行器通常采用经典的 STT(Skid-to-Turn) 控制方法, 即轴对称的弹体或箭体绕纵轴的滚动角速率和相应的滚动角控制到 0, 从而实现飞行器俯仰、偏航和滚动姿态的三轴解耦. 但是, 有一类新型特殊的飞行控制任务, 需要箭(弹)体绕自身的中心对称纵轴自旋, 又必须保证有效载荷的控制精度^[1]; 另外发射卫星因载荷限制在不得不省去滚动控制机构情况下, 又要使箭体在助推期间沿着期望的弹道转弯入轨, 而运载火箭通常使用摇摆发动机或摆动喷管的 TVC 推力向量控制, 此时恰恰与不滚的 STT 控制策略矛盾. TVC 飞行器的滚动飞行也不同于 BIT 导弹的控制策略, 因为 BIT 控制是属于倾斜控制, 不存在连续的滚动自旋; 也不同于只有一对继电舵的单兵肩扛式自旋防空导弹, 因为 TVC 飞行器是推力向量控制的. 总之, 大型 TVC 飞行器的滚动飞行控制是一个崭新的复杂姿态控制问题, 潜在的新问题需要挖掘和探索.

TVC 飞行器滚动不仅出现了弹体的陀螺惯性耦合, 和摆动喷管对俯仰与偏航通道摆角(或舵偏角)之间的三角函数耦合, 同时还有伺服系统的惯性延迟耦合, 这些是滚动飞行控制设计中需要考虑的重要因素. 本文因篇幅问题, 重点突出曾被忽视却不能忽略的因自旋角速度引起底层伺服系统的惯性延迟对俯仰和偏航通道的交叉耦合效应, 及其提出的解耦对策与算法, 以保证良好的姿态稳定性能.

1 滚动 TVC 飞行器的动力学模型及其动力学特性

假设 δ 、 δ_y 是摆动喷管的实际摆角(或舵偏角), δ_φ 、 δ_ψ 是俯仰通道和偏航通道的等效舵偏

* 收稿日期: 2007-04-16; 修订日期: 2008-04-14

作者简介: 刘新建(1966—), 男, 副教授, 博士(联系人. Tel: + 86-731-4573139; Fax: + 86-731-4512301; E-mail: lxjxy@126.com).

角, φ 、 ψ 是俯仰角和偏航角, 三角函数耦合^[2]为

$$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega_x t & \sin \omega_x t \\ -\sin \omega_x t & \cos \omega_x t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_\varphi \\ \delta_\psi \end{bmatrix}. \quad (1)$$

喷管等效摆角和导弹滚动弹体的俯仰、偏航姿态角之间的传递函数形式为^[1]

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \psi \end{bmatrix} = \mathbf{G}_1 \begin{bmatrix} \delta_\varphi \\ \delta_\psi \end{bmatrix}, \quad (2)$$

其中 \mathbf{G}_1 是考虑了弹体自旋时陀螺惯性耦合效应的传递函数矩阵^[3-4].

对于目前无滚动的 TVC 飞行器, 俯仰通道与偏航通道之间可单独设计, TVC 飞行器助推段的伺服系统输入指令通常是低频信号, 一般可以实现较好的跟踪, 另外俯仰伺服系统的相位延迟不会对偏航通道的控制产生较大影响, 偏航伺服系统的相位延迟也不会对俯仰通道的控制产生较大影响.

在数值仿真中, 当滚速逐渐增加到 2 r/s 时, 控制系统输出开始发散^[3-4]. 通过深入分析, 原因来自摆动喷管伺服系统的延迟常数 τ . 在滚动飞行条件下, 由于摆动喷管支架固连于弹体, 随弹体一起滚转, 伺服系统输入指令是与滚动角速度相关的谐波信号, 对弹体控制产生两方面不利影响. 一方面由于自旋信号频率较高, 导致伺服系统跟踪性能下降, 另一方面由于弹体俯仰(或偏航)均同时受到俯仰舵偏角和偏航舵偏角的交叉控制, 因此伺服系统惯性延迟作用会导致交叉耦合, 即俯仰舵的伺服延迟不仅影响俯仰通道的姿态输出, 还会交叉干扰偏航通道姿态输出的稳定性; 同样俯仰通道的姿态也会受到偏航舵伺服延迟的交叉影响, 所以需要研究伺服延迟动力学及其抑制措施.

高阶复杂伺服系统通常可以简化成阶跃惯性环节或二阶振荡环节:

$$W_{cn} = \frac{1}{\tau s + 1} \text{ 或 } W_{cn} = \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}, \quad (3)$$

其中 τ 为一阶惯性时间常数, ζ 为二阶振荡环节阻尼比, ω_n 为自然频率. 以一阶惯性伺服系统为例, 相对准弹体坐标系(即导弹发射初始时刻 $t = 0$ 的弹体坐标系)的俯仰、偏航通道输入信号为 $\delta_{\varphi_{in}}$ 、 $\delta_{\psi_{in}}$, 输出信号分别为 $\delta_{\varphi_{out}}$ 、 $\delta_{\psi_{out}}$, 则可推导如下关系式:

$$\phi(t) \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{in}} \\ \delta_{\varphi_{in}} \end{bmatrix} = \tau \frac{d}{dt} \left(\phi(t) \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} \right) + \phi(t) \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

即

$$\phi(t) \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{in}} \\ \delta_{\varphi_{in}} \end{bmatrix} = \tau \phi(t) \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} + \tau \frac{d\phi(t)}{dt} \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} + \phi(t) \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中 $\phi(t)$ 为准弹体坐标系到弹体坐标系的转换矩阵, ω_x 是弹体的自旋(或滚动)角速率, 即

$$\phi(t) = \begin{bmatrix} \cos \omega_x t & \sin \omega_x t \\ -\sin \omega_x t & \cos \omega_x t \end{bmatrix}. \quad (6)$$

等式两边同时乘以 $\phi^{-1}(t)$, 并且整理可以得到

$$\begin{bmatrix} \delta_{\psi_{in}} \\ \delta_{\varphi_{in}} \end{bmatrix} = \tau \begin{bmatrix} \frac{d\delta_{\psi_{out}}}{dt} + \omega_x \cdot \delta_{\varphi_{out}} \\ \frac{d\delta_{\varphi_{out}}}{dt} - \omega_x \cdot \delta_{\psi_{out}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

对上式进行拉氏变换

$$\begin{bmatrix} \delta_{\psi_{in}} \\ \delta_{\varphi_{in}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau s + 1 & \tau \omega_x \\ -\tau \omega_x & \tau s + 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} \quad (8)$$

或

$$\begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} = \left\{ \frac{\tau_s + 1}{\tau^2 s^2 + 2\tau_s + 1 + \tau^2 \omega_x^2} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} + \frac{\tau \omega_x}{\tau^2 s^2 + 2\tau_s + 1 + \tau^2 \omega_x^2} \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{in}} \\ \delta_{\varphi_{in}} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

如果伺服系统为二阶振荡环节, 同样可以得到

$$\begin{bmatrix} \delta_{\psi_{out}} \\ \delta_{\varphi_{out}} \end{bmatrix} = \left\{ \frac{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1 - T^2 \omega_x^2}{(T^2 s^2 + 2\xi T s + 1 - T^2 \omega_x^2)^2 + (2T^2 \omega_{xs} + 2T\xi \omega_x)^2} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} + \frac{2T^2 \omega_{xs} + 2T\xi \omega_x}{(T^2 s^2 + 2\xi T s + 1 - T^2 \omega_x^2)^2 + (2T^2 \omega_{xs} + 2T\xi \omega_x)^2} \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} \delta_{\psi_{in}} \\ \delta_{\varphi_{in}} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

公式(8)和(9)中第2项即为滚动引起的控制交连部分. 可以看出, 在无滚动情况下, 即 $\omega_x = 0$, 系统只存在 $\delta_{\varphi_{in}}-\delta_{\varphi_{out}}$ 和 $\delta_{\psi_{in}}-\delta_{\psi_{out}}$ 的控制作用, 不存在交连, 这种情况下跟踪误差一般很小, 系统往往有较好的响应特性. $\omega_x \neq 0$ 时, 滚动交连作用使得伺服控制系统阶次提高了一倍. 与运动耦合相近, 滚动对控制作用产生两方面的影响, 一方面改变了 $\delta_{\varphi_{in}}-\delta_{\varphi_{out}}$ 和 $\delta_{\psi_{in}}-\delta_{\psi_{out}}$ 的传递特性, 滚速越高, 伺服系统时间常数越大, 则回路增益下降越严重; 另一方面产生控制在两个通道间的交连效应, 即 $\delta_{\varphi_{in}}-\delta_{\psi_{out}}$ 和 $\delta_{\psi_{in}}-\delta_{\varphi_{out}}$ 的传递作用. 从控制耦合公式还可以看出, 伺服系统时间常数越小, 即伺服系统响应越快, 则耦合越弱, 回路增益下降也较小.

定义 G_2 为伺服系统的惯性延迟耦合传递函数矩阵, 可以得到底层伺服耦合系统的描述

$$\begin{bmatrix} \delta_{\varphi_{out}} \\ \delta_{\psi_{out}} \end{bmatrix} = G_2 \begin{bmatrix} \delta_{\varphi_{in}} \\ \delta_{\psi_{in}} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

一阶惯性伺服系统

$$G_2 = \frac{1}{\tau^2 s^2 + 2\tau_s + 1 + \tau^2 \omega_x^2} \begin{bmatrix} \tau_s + 1 & \tau \omega_x \\ -\tau \omega_x & \tau_s + 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

或二阶振动伺服系统

$$G_2 = \frac{1}{(T^2 s^2 + 2\xi T s + 1 - T^2 \omega_x^2)^2 + (2T^2 \omega_{xs} + 2T\xi \omega_x)^2} \times \begin{bmatrix} T^2 s^2 + 2\xi T s + 1 - T^2 \omega_x^2 & 2T^2 \omega_{xs} + 2T\xi \omega_x \\ - (2T^2 \omega_{xs} + 2T\xi \omega_x) & T^2 s^2 + 2\xi T s + 1 - T^2 \omega_x^2 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

综合系统动力学耦合和伺服控制耦合作用, 可以得到滚动 TVC 飞行器系统开环传递函数形式:

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \psi \end{bmatrix} = G_1 G_2 \begin{bmatrix} \delta_{\varphi} \\ \delta_{\psi} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

公式(14)描述的是典型的2输入2输出参数时变耦合系统, 对于耦合系统应该采用解耦控制技术进行校正, 考虑到系统参数时变性, 还应该引入自适应增益调度. 底层伺服控制耦合部分 G_2 是由于伺服系统的延迟动力学特性引起的. 伺服系统的交叉耦合效应是滚动飞行不可忽视的因素, 在低滚速下会影响姿态控制精度和飞行效果, 在较高滚速下则可能导致系统失去稳定性. 较好的工程实现策略是对(13)式进行对角优势化去耦.

2 耦合伺服系统对角优势化

TVC 飞行器伺服系统传递函数往往具有较高阶次,不妨近似简化为二阶振荡环节.假设弹体坐标系中俯仰、偏航伺服系统的传递函数为

$$\frac{1}{T^2 s^2 + 2\zeta T s + 1} = \frac{1}{s^2/45^2 + 2 \times (0.6/45)s + 1} \quad (15)$$

采用 TVC 飞行器控制系统中常用的增益调度方法(gain scheduling)^[2],根据对角优势化理论^[5],离线构造与设计不同自旋速度下预补偿器的参数调度表,飞行时根据测量得到的自旋速度直接获取或插值得到预补偿器参数,以避免大量在线运算,有利于导弹系统快速性要求.这样的系统仍然具有自适应性,只是自适应规律离线构造.

预补偿矩阵参数形式为

$$\mathbf{K}_p = \begin{bmatrix} k_{11}^1 s + k_{11}^0 & k_{12}^1 s + k_{12}^0 \\ k_{21}^1 s + k_{21}^0 & k_{22}^1 s + k_{22}^0 \end{bmatrix}. \quad (16)$$

对角增益矩阵参数

$$\mathbf{K}_E = \begin{bmatrix} k_{e1} & 0 \\ 0 & k_{e2} \end{bmatrix}, \quad (17)$$

增益矩阵元素 k_{e1, ω_x} 和 k_{e2, ω_x} 需要根据各通道补偿后的传递函数分别设计.因为导弹的自旋速度不是常值,须进行对角优势算法得到某导弹自旋速度 0~5 r/s 时的一阶预补偿矩阵参数表.

表 1 预补偿器参数调度表

$\omega_x / (r/s)$	k_{11}^1	k_{12}^1	k_{21}^1	k_{22}^1	k_{21}^0	k_{22}^0	k_{e1}	k_{e2}
0.5	0.006 9	-0.003 9	-0.000 4	-0.063 0	0.109 0	-9.177 9	0.993 1	-0.108 2
1.0	0.007 2	-0.003 9	-0.000 9	-0.032 9	0.220 1	-4.543 9	0.972 6	-0.214 0
1.5	0.007 9	-0.003 8	-0.001 3	-0.023 5	0.335 8	-2.978 2	0.939 3	-0.315 4
2.0	0.008 8	-0.003 6	-0.001 6	-0.019 2	0.459 0	-2.178 5	0.894 6	-0.410 6
2.5	0.010 1	-0.003 4	-0.002 0	-0.017 0	0.593 9	-1.683 9	0.840 0	-0.498 9
3.0	0.011 7	-0.003 0	-0.002 3	-0.015 7	0.746 0	-1.340 6	0.777 4	-0.579 9
3.5	0.013 9	-0.002 6	-0.002 4	-0.015 0	0.923 8	-1.082 5	0.708 6	-0.654 6
4.0	0.016 6	-0.002 2	-0.002 5	-0.014 6	1.140 6	-0.876 7	0.635 2	-0.724 5
4.5	0.020 3	-0.001 6	-0.002 3	-0.014 3	1.417 7	-0.705 4	0.558 4	-0.791 6
5.0	0.025 3	-0.001 0	-0.001 8	-0.014 1	1.791 6	-0.558 2	0.479 1	-0.858 3

从表 1 参数可以看出,预补偿矩阵参数变化趋势平缓,不存在突变现象可拟合处理.

3 控制仿真

这里按照某 TVC 飞行器的参数进行一级助推段自旋飞行的姿态控制数值仿真,飞行时间 60 s,理想控制参数、预补偿器以及校正网络参数如文献[3-4]所述,而其中的伺服系统解耦控制回路如图 1 所示.令额定滚速为 5 r/s,仿真结果如图 2~5 所示.

图 2 和图 3 分别为准弹体坐标系中俯仰角和偏航角的跟踪误差曲线.即使滚动角速率达到 5 r/s,俯仰角最大偏差也才约 0.6°,且为开始滚动的启动时刻;而偏航角最大偏差约为 0.05°,俯仰和偏航角偏差最终均具有收敛趋势,在整个一级助推段飞行过程中,俯仰角和偏航

角误差很小,说明设计的控制律可以实现自旋 TVC 飞行器姿态稳定控制.另外从数值仿真还可以看出,喷管最大摆角不超过 1.5° ,符合推力向量摆角约束要求.

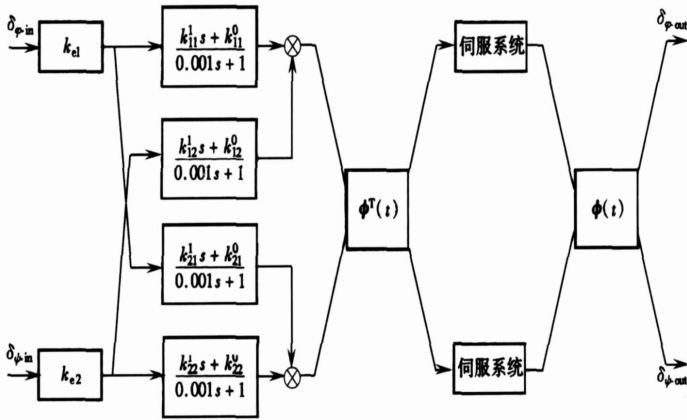


图 1 伺服系统解耦控制回路图

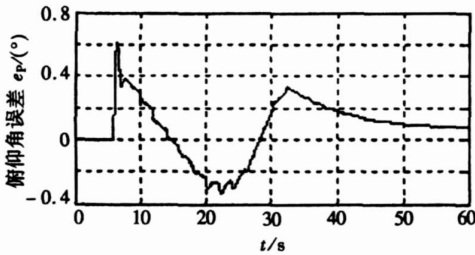


图 2 俯仰角跟踪误差曲线

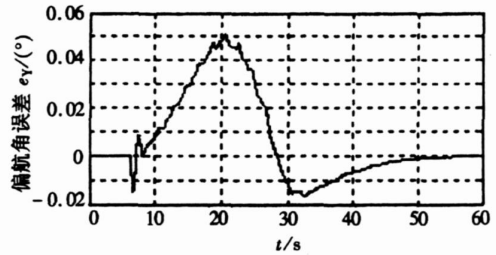


图 3 偏航角误差曲线

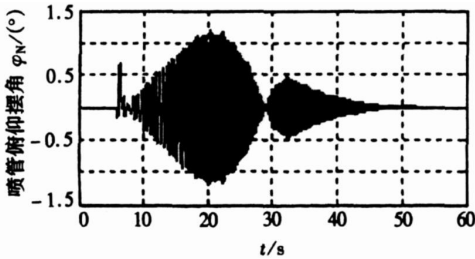


图 4 弹体坐标系中喷管俯仰摆角曲线

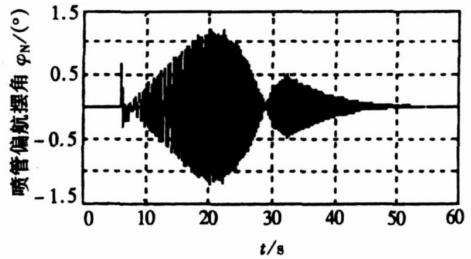


图 5 弹体坐标系中喷管偏航摆角曲线

4 结 论

本文研究了一类 TVC 飞行器主动段自旋飞行的新型控制问题,具有一定的复杂性.重点研究了滚动角速度引起的俯仰与偏航通道底层伺服系统的惯性延迟耦合效应,并且提出了工程可实现的解耦控制方案和控制算法,通过数值仿真证明了其稳定性和良好的姿态控制精度,具有一定的理论参考价值,本文对飞行器滚摆也有一定的参考价值.

[参 考 文 献]

- [1] Anderson J Scott. The research of strategic missile spinning dynamics and control for anti-laser [D]. Master thesis. The Institute of American Air Force, 1985.

- [2] Shamma J S, Athans M. Guaranteed properties of gain scheduled control of linear parameter-varying plants[J]. *Automatica*, 1991, 27(3): 559-564.
- [3] 刘新建, 袁天保. TVC 飞行器滚动飞行控制研究报告[R]. 长沙: 国防科技大学, 2005.
- [4] 袁天保. TVC 飞行器滚动飞行控制研究[D]. 博士学位论文. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2005.
- [5] 薛定宇. MATLAB 的控制系统设计与仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 1994.
- [6] 张最良. 弹道导弹姿态控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1988.
- [7] 程国采. 弹道导弹制导与最优控制[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993.

Research of New-Type Flying Control for Spinning TVC Vehicle

LIU Xin-jian, YUAN Tian-bao

(College of Aerospace Engineering, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, P. R. China)

Abstract: A new kind of problem for TVC vehicle spinning in the boost stage is researched. On the basis of research of the non-linear flying dynamics modeling and dynamic properties of TVC vehicle, the dominant coupled factors which affected the attitude stability and attitude precision of pitch channel and yaw channel were found. The inertial delay coupled effects between pitch servo system and yaw servo system were emphasized, which were ever neglected, and the uncoupled plan and control algorithm were put forward from the point of engineering realization. It is to provide the theoretical guidance and reference for the furthermore research of this complicated flying control.

Key words: TVC vehicle; spinning attitude dynamics; nonlinear uncoupled control