

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2017.05.004

直接力与推力矢量复合控制技术研究

丁伟涛,肖 翀,黄玉平

(北京精密机电控制设备研究所,北京 100076)

摘要:随着飞行器控制技术的发展和直接力、推力矢量等控制执行技术在飞行器控制领域得到广泛应用。直接力与推力矢量都具有对飞行器姿态控制效率高、精度好等优点,但推力矢量对姿态控制的响应速度不如直接力响应快,而直接力长时间开启会消耗大量燃料。结合直接力与推力矢量的控制特点,设计了直接力与推力矢量复合控制策略。以某飞行器为研究对象,建立了飞行器的动力学与运动学模型以及直接力与推力矢量模型,提出了直接力/矢量推力复合控制技术的分配策略。经仿真验证表明,复合控制方法及控制分配策略使控制系统具有较快的响应速度和控制精度。

关键词:直接力控制;推力矢量控制;复合控制分配策略

中图分类号:U666.12

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2017)05-0027-05

Research on the Compound Control of Direct Force and Thrust Vector

DING Wei-tao, XIAO Chong, HUANG Yu-ping

(Beijing Research Institute of Mechatronics and Controls, Beijing 100076, China)

Abstract: With the development of flight vehicle control technology, executing control technology like direct force control and thrust vector control is widely used in the field of the aircraft control. Both direct force control and thrust vector control have high efficiency and precision in attitude control of flight vehicle. Direct force control enjoys higher response speed than thrust vector control but consumes much more fuel for long time use. Based on the characteristics of direct force control and thrust vector control, a the compound control strategy is designed. The dynamic modeling and kinematic modeling of an aircraft have been carried out, and the direct force and thrust vector models have been built. and it designed the compound control allocation strategy. According to the simulation, flight control systems with compound control method and allocation strategies enjoys higher response speed and control precision.

Key words: Direct force control; Thrust vector control; Compound control allocation strategy

0 引言

随着飞行控制技术的不断发展,推力矢量伺服控制、空气动力伺服控制、直接力伺服控制以及变质心伺服控制等控制执行技术在飞行器姿态控制

中得到了广泛的应用,飞行器的机动性得到了较大的提升。其中,推力矢量控制技术是指通过改变飞行器发动机/喷管喷流方向来调节飞行器姿态的一种控制技术,具有不依赖气动力、响应速度快等特点,可以起到在稀薄大气环境甚至无大气环境下补

收稿日期:2017-05-06;修订日期:2017-08-08

基金项目:国家 863 计划资助项目:2015AA7060120

作者简介:丁伟涛(1979-),男,硕士研究生,主要从事航天伺服控制技术方面的研究。E-mail:wtding@sohu.com

偿气动力或者取代气动力的作用。推力矢量控制能够提供较大控制力,在飞行器存在较大姿态偏差时迅速响应,对飞行器姿态进行调节。在飞行器姿态控制精度要求较高时,往往要与其他控制执行方式结合使用,比如推力矢量与空气动力复合控制、推力矢量与直接力复合控制等。常用的推力矢量可以分为摆动喷管、流体二次喷射以及喷流偏转三类。其中摆动类喷管推力矢量具有控制效率高、推力损失较小等优点,一般在火箭与弹道导弹上应用广泛。直接力控制技术是指通过安装在飞行器上的侧向喷流机构的侧向喷流来调节飞行器姿态的一种控制技术,同样具有不依赖气动力,响应速度快的特点。此外,直接力喷流提供的侧向推力为恒定推力,具有喷流过程离散化等特点。虽然直接力为恒定值,但可以通过脉宽调制方式实现近似连续的推力。相比推力矢量控制,直接力控制对姿态的精确控制能力要更强。目前工程上常用的主要有四种产生直接力的方式:连续侧向喷流、一次侧向喷流、高压气瓶冷喷以及发动机尾气侧喷控制方式。其中,连续侧向喷流直接力控制随着技术的成熟正逐渐得到广泛的应用,相比一次侧向喷流、连续侧向喷流技术可以使一个侧向喷管多次间断地喷流,这种喷流技术使直接力控制方式设计更简单。

本文以某飞行器为研究对象,提出了推力矢量与直接力复合控制执行机构方案,对复合控制执行机构方案和策略进行了研究。飞行器进行机动分为如下几个过程:

1)建立机动飞行所需要的姿态角;

2)在姿态角基础上,依靠推力矢量在初始速度垂直方向的分量提供飞行器法向过载,使飞行器完成法向机动。

飞行器的法向机动能力直接取决于推力矢量在速度法向的分量大小,姿态角越大,飞行器机动能力越强。单独依靠推力矢量建立姿态角过程比较缓慢,为提升姿态角响应速度,使用直接力辅助推力矢量完成姿态角的建立。

1 飞行器复合控制系统模型

1.1 推力矢量系统模型

本文选择的推力矢量伺服控制对象为二元摆动喷管,喷管可分别在俯仰与偏航方向摆动。推力矢量提供的推力为 P_{TVC} ,最大摆动角速度限制为 ω_{TVC0} ,最大摆角限制为 β_{TVC0} 。

现以俯仰通道为控制对象,推力矢量摆动角度为 β ($\beta < \beta_{TVC0}$),摆动喷口距飞行器质心距离为 l_{TVC} ,可得到推力矢量在机体坐标系上的分量: P_X, P_Y, P_Z 。

$$\begin{bmatrix} P_X \\ P_Y \\ P_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{TVC} \cos\beta \\ P_{TVC} \sin\beta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

1.2 直接力系统模型

直接力系统是典型的一阶惯性环节,直接力控制系统侧喷延迟由时间常数 T 决定,所以建立传递函数如下

$$F = \frac{1}{Ts + 1} F_p \quad (2)$$

其中, F_p 为发动机侧向喷流产生的推力, F 为作用于飞行器机体的推力。

1.3 飞行器复合控制模型

本文主要研究直接力/推力矢量对飞行器姿态的复合控制。根据文献[1],通过对飞行器所受合外力以及力矩等因素的分析,飞行器关于姿态的绕质心运动的动力学方程和运动学方程如下:

$$\begin{cases} J_{x1} \frac{d\omega_{x1}}{dt} + (J_{z1} - J_{y1})\omega_{z1}\omega_{y1} = M_{x1} \\ J_{y1} \frac{d\omega_{y1}}{dt} + (J_{x1} - J_{z1})\omega_{x1}\omega_{z1} = M_{y1} \\ J_{z1} \frac{d\omega_{z1}}{dt} + (J_{y1} - J_{x1})\omega_{x1}\omega_{y1} = M_{z1} \\ \dot{\vartheta} = \omega_{y1} \sin\gamma + \omega_{z1} \cos\gamma \\ \dot{\psi} = (\omega_{y1} \cos\gamma - \omega_{z1} \sin\gamma) / \cos\vartheta \\ \dot{\gamma} = \omega_{x1} - \tan\vartheta(\omega_{y1} \cos\gamma - \omega_{z1} \sin\gamma) \end{cases} \quad (3)$$

式中, J_{x1}, J_{y1}, J_{z1} 分别为飞行器对机体坐标系 3 个轴的转动惯量; $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 分别为机体坐标系相对地面坐标系的转动角速度 ω 在机体坐标系 3 个轴向的分量; M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} 分别为作用于飞行器上所有外力对质心的力矩在机体坐标系各轴上的分量; ϑ, ψ, γ 分别为飞行器的俯仰角、偏航角以及滚转角。

2 直接力与推力矢量控制特性比较

直接力与推力矢量都具有姿态调节能力,但由于工作原理的差异,其对姿态调整的能力也有差异。

为更直观地了解直接力与推力矢量的控制差异,在纵向给定俯仰角指令 ϑ_c 为 2° ,仿真两种控制

作用下系统的响应。为使直接力与推力矢量姿态调整仿真效果具有可比性,两者推力大小满足 $P_{TVC} \cdot \sin\beta_{TVC0} \approx P_{RCS}$, 即直接力与推力矢量提供的最大侧向推力相等。以飞行器纵向作为飞行控制通道, 分别得到直接力与推力矢量的阶跃控制响应如图 1~图 4 所示。

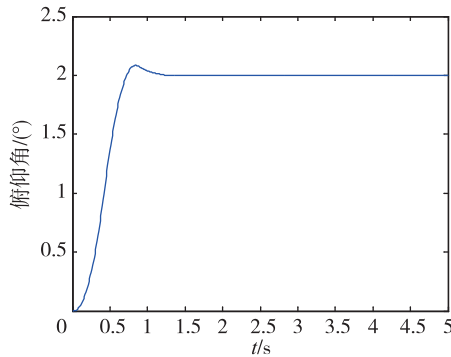


图 1 直接力作用下飞行器阶跃响应

Fig. 1 The aircraft's step response of direct force control

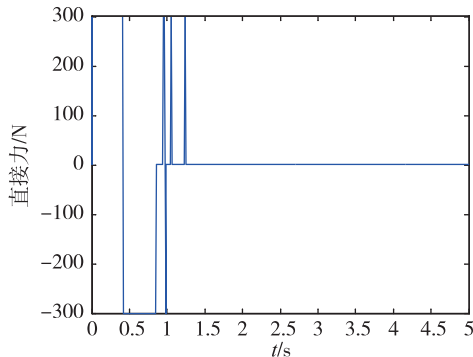


图 2 直接力作用下直接力喷流情况

Fig. 2 The thrust of direct force control

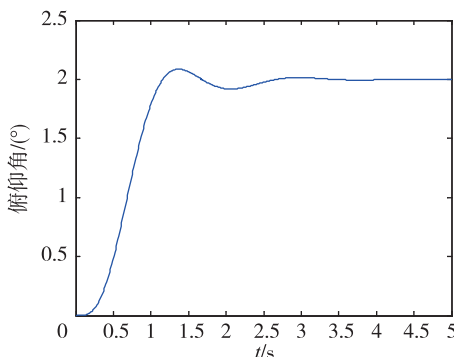


图 3 推力矢量作用下飞行器阶跃响应

Fig. 3 The aircraft's step response of thrust vector control

对比直接力与推力矢量作用下飞行器的响应, 直接力作用下飞行器的响应速度更快, 超调更小。

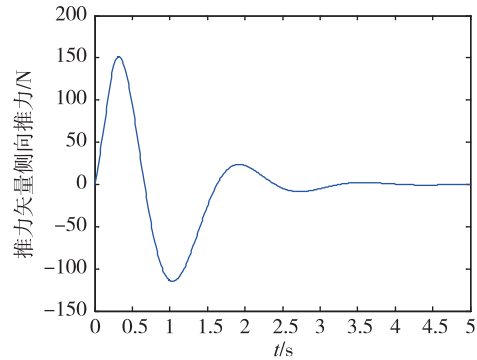


图 4 推力矢量作用下推力矢量的侧向推力

Fig. 4 The lateral thrust of thrust vector control

同时,直接力产生的侧向推力为最大恒值,间断产生,侧向推力转向迅速,直接力通过脉宽调制方式实现了连续推力的效果;推力矢量产生的侧向推力依靠喷管的连续摆动,摆动速度受伺服机构的限制,这导致推力矢量不能像直接力一样实现侧向推力方向瞬间的改变,使得推力矢量控制下的飞行器响应速度不如直接力作用下的飞行器响应速度。

3 复合控制策略设计及仿真

推力矢量依靠姿态误差控制飞行器的姿态。在存在姿态误差的初始阶段,推力矢量从无摆角位置开始摆动,随着摆角的不断变化,姿态角误差逐渐减小;在摆动的初始阶段,摆角小,推力矢量产生的侧向推力小,姿态角误差减少的速度慢,此时建立摆角的过程比较消耗时间。此外,当姿态角误差变化速率以及角误差减少到一定程度时,矢量喷管开始向发动机轴线方向摆动,这个过程称为消除摆动角速率过程,该过程消耗调节时间。综合以上分析,利用推力矢量调节飞行姿态的过程中,摆角建立过程以及摆动角速率消除过程是消耗调节时间的过程,该过程的控制效率比较低。

相比之下,直接力调节姿态误差的动态过程中,当姿态误差大于设定阈值时,直接力开启,产生恒定推力,姿态误差逐渐减小;当姿态误差小于设定阈值时,直接力瞬间关闭,不产生推力。如此反复地调节最终使飞行姿态误差减小到允许的误差范围内。由于直接力瞬间的开启与关闭以及开启时产生的恒定推力,直接力调节速度快于推力矢量。

3.1 直接力/推力矢量复合控制系统方案设计

直接力/推力矢量复合控制系统有以下三种方案,通过分析比较选择对于飞行器直接力/推力矢

量复合控制系统比较适合方案。

(1) 直接力前馈-推力矢量反馈复合控制系统

前馈控制不影响系统的稳定性,使系统参数整定过程变得简单。采用直接力作为前馈控制,复合控制系统具有较强的响应能力。但该方案无法完全发挥直接力系统的优秀控制特点。

(2) 直接力反馈-推力矢量前馈复合控制系统

该方案仅仅靠直接力控制回路对姿态进行控制,推力矢量控制只是提高响应的快速性,这样势必增加飞行器燃料质量在整个飞行器设计中的比重,不够经济,甚至带来一系列总体设计问题,所以该方案是有缺陷的。

(3) 直接力反馈-推力矢量反馈复合控制系统

该方案将直接力和推力矢量通过合适的控制方案能更好地发挥出直接力控制系统的优良的控制特点,比直接力前馈-推力矢量反馈控制有更好的响应能力。

3.2 直接力/推力矢量复合控制分配策略设计

复合控制分配策略的设计原则是在满足姿态跟踪速度情况下,尽量减少直接力的使用,以免过多的燃料消耗。

当姿态误差较小时,优先使用推力矢量完成飞行器姿态误差修正;当姿态误差超过一定数值后,单独的推力矢量控制已经无法满足机动响应速度的要求,这时开启直接力辅助推力矢量,提升飞行器的姿态响应速度。

3.3 直接力/推力矢量复合控制系统仿真

直接力/推力矢量复合控制系统控制结构图如图5所示。

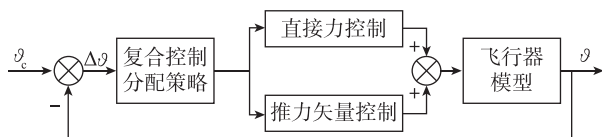


图5 飞行器纵向复合控制系统结构图

Fig. 5 Block diagram of vertical compound control

复合控制回路根据俯仰角误差产生虚拟控制指令 u , 经由复合控制分配模块产生直接力控制指令 u_R 与推力矢量控制指令 u_T , 分别输入直接力控制系统和推力矢量控制系统产生响应的控制力, 控制飞行器姿态的调整。其中, 复合控制分配模块只是对虚拟控制量 u 进行分配, 不改变其大小, 有如

下关系

$$u = u_R + u_T \quad (4)$$

其中, 直接力控制指令 u_R 与推力矢量控制指令 u_T 与俯仰角误差 $\Delta\vartheta$ 有关, 即:

$$\begin{aligned} u_R &= u \cdot y_1(\Delta\vartheta) \\ u_T &= u \cdot y_2(\Delta\vartheta) \end{aligned} \quad (5)$$

$$y_1(\Delta\vartheta) + y_2(\Delta\vartheta) = 1$$

对设计的分配策略进行仿真分析。给定俯仰角 $\vartheta_c = 20^\circ$, 设计的复合分配比 $y_1(\Delta\vartheta) = 0.5$, $y_2(\Delta\vartheta) = 0.5$ 。

图6所示为复合控制与单推力矢量在给定俯仰角下的控制效果图。

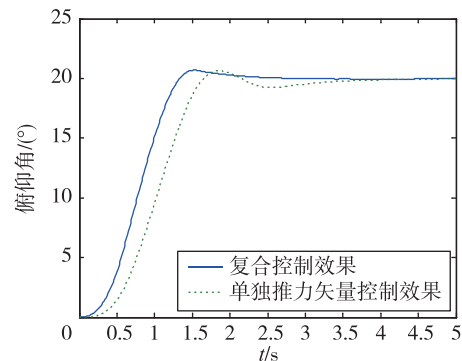


图6 复合控制与推力矢量控制下俯仰角响应

Fig. 6 The pitch angle response of compound control and thrust vector control

从图6中可以看出, 复合控制下飞行器对给定信号的跟踪能力明显强于推力矢量控制下的飞行器对给定姿态信号的追踪能力。复合控制后系统的调节时间减小将近0.5s, 超调减弱。

图7所示为复合控制下直接力与推力矢量产生的推力。

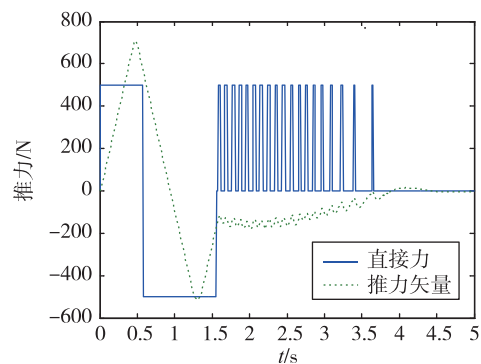


图7 复合控制下直接力与推力矢量推力情况

Fig. 7 The thrust of compound control and thrust vector control

从图7中可以看出,控制初始阶段,推力矢量由于刚开始摆动,摆角较小,推力矢量在侧向分力小;此时开启直接力弥补该阶段推力矢量的不足。当推力正向作用一段时间后,飞行器在姿态方向的角速度达到一定值,此时推力矢量转向反喷,减小角速度,防止角速度过大引起响应的超调;由于推力矢量摆动过程是连续的,其所提供的侧向推力方向不能瞬间改变,此时直接力反喷,减弱飞行器角速度的变化,减弱系统响应的超调。综合以上,复合控制系统在直接力与推力矢量相互辅助作用下,完成对给定信号的追踪,提升飞行器对指令信号的响应能力。

4 结束语

本文针对直接力与推力矢量对某飞行器姿态控制的复合控制问题,建立了飞行器复合控制系统的模型,仿真对比了直接力与推力矢量两种控制方案的特性,在此特性的基础上设计了直接力/推力矢量复合控制构型及复合控制分配策略。经仿真验证表明,复合控制分配策略具有良好的控制性能。

参考文献

- [1] 导弹与航天丛书. 控制系统:(上)(中)(下)[M]. 北京:中国宇航出版社,1989
- [2] 西迪(Marcel J. Sidi). 航天器动力学与控制[M]. 杨保华,译. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] 高峰,唐胜景,师娇. 推力矢量控制技术在导弹上的应用[J]. 飞航导弹,2010(12):52-59.
- [4] 高峰,唐胜景,郭杰,等. 气动/推力矢量飞行器分阶段复合控制分配策略设计[J]. 系统工程与电子技术,2013,35(6):1249-1255.
- [5] 闫循良,陈士鲁,王志刚,等. 垂直发射快速转弯气动力/推力矢量控制研究[J]. 西北工业大学学报,2009,27(1):57-60.
- [6] Japadiso J A. A highly adaptable method of managing jets and aero surfaces for control of aero space vehicles[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics,1991,14(1):44-50.
- [7] 邹晖,陈万春,王鹏,等. 敏捷导弹气动力/侧向推力复合控制特性分析研究[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(3):192-196.
- [8] 侯满义,解增辉,范惠林. 复合控制空空导弹大机动控制律设计与仿真[J]. 弹道学报,2011,23(4):22-26.
- [9] 解增辉,刘占辰,李锐. 直接力/气动力复合控制导弹通道耦合特性分析及其解耦控制[J]. 光电与控制,2009,16(1):42-45.
- [10] 陈伟,吴晓燕. 气动力/推力矢量复合控制地空导弹解耦方法[J]. 现代防御技术,2014,42(3):81-85.
- [11] 邵雷,雷虎民,赵宗宝,等. 直接侧向力/气动力复合控制影响因素研究[J]. 飞行力学,2015,33(1):57-60.
- [12] 朱隆魁,汤国建,余梦伦. 防空导弹直接力/气动力复合控制系统设计[J]. 宇航学报,2008,29(6):1895-1900.
- [13] 陆豪,李运华,田胜利,等. 驱动大惯量低刚度负载的推力矢量控制电动伺服机构的 μ 综合鲁棒控制[J]. 机械工程学报,2011,47(2):180-188.
- [14] 张建伟,韩朝超,黄树彩. 直接力与气动力复合控制系统设计与仿真[J]. 现代防御技术,2010,38(2):41-45.
- [15] 程凤舟,万自明,陈士鲁,等. 防空导弹直接力与气动力复合控制系统设计[J]. 飞行力学,2003,21(2):49-52.