



装备科技译著出版基金

 Springer

航天制导、 导航与控制的进展

Advances in Aerospace Guidance,
Navigation and Control

[德] 弗洛里安·奥利菲尔 (Florian Holzapfel)

斯蒂芬·泰尔 (Stephan Theil) 著

张涛 陈学东 韩斌 译



国防工业出版社

National Defense Industry Press



装备科技译著出版基金

航天制导、导航与 控制的进展

**Advances in Aerospace Guidance,
Navigation and Control**

[德] 弗洛里安·奥利菲尔 (Florian Holzapfel)
斯蒂芬·泰尔 (Stephan Theil) 著

张涛 陈学东 韩斌 译

国防工业出版社

· 北京 ·

著作权合同登记 图字:军-2014-220 号

图书在版编目(CIP)数据

航天制导、导航与控制的进展 / (德) 奥利菲尔
(Holzapfel, F.), (德) 泰尔 (Theil, S.) 著; 张涛,
陈学东, 韩斌译. —北京: 国防工业出版社, 2016. 1

书名原文: Advances in Aerospace Guidance,
Navigation and Control

ISBN 978-7-118-10464-6

I. ①航… II. ①奥… ②泰… ③张… ④陈… ⑤韩…
III. ①航天器—制导—文集 ②航天导航—文集 ③航天器—
飞行控制—文集 IV. V448.2-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 310356 号

Translation from English language edition:

Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control

by Florian Holzapfel and Stephan Theil

Copyright © 2011 Springer Berlin Heidelberg

Springer Berlin Heidelberg is a part of Springer Science+Business Media

All Rights Reserved

本书中文版由 Springer 独家授权国防工业出版社出版发行, 版权所有, 侵权必究。

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京嘉恒彩色印刷有限责任公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 26 字数 515 千字

2016 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 98.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

近几年来,随着国内在航天航空领域的快速发展,随着载人航天、“嫦娥”卫星、大型客机、先进战机等研制与实现,制导、导航与控制领域有了飞速发展。同时,也吸引大量的科学工作者加入到该领域的研究与开发中。许多高校也相继将制导、导航与控制方向的知识学习纳入更重要的地位,开展更多相关理论与技术的研究,如关于新型无人机自适应控制、空间飞行器复杂传感器耦合信息处理问题等。

本书内容代表了国际上制导、导航与控制领域学术研究的最高水平,其提出的研究成果在航天航空领域具有重要的应用价值,对我国在该领域的发展具有巨大的推动作用。本书学术思想新颖,理论研究超前,是对国防科技和武器装备发展具有较大推动作用的专著。同时,本书的原著是密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的高新技术内容的专著,对我国国防建设具有重要意义。

国内关于此领域的书籍十分匮乏,使用的相关教材大多是10年前出版的,针对该领域的专著更是很少。该领域的研究人员迫切希望了解国外在该领域的最新研究成果。因此,翻译这本书具有重要的价值,必将对推动国内在该领域的研究发挥巨大的作用。相信该书的出版,必将有大量的需求,为国内研究人员发挥巨大的作用。

在华中科技大学陈学东教授和韩斌博士的大力帮助下,我们共同完成了本书的翻译和校对工作,在此对他们表示衷心感谢。同时,还要感谢参与该书翻译与校对的清华大学自动化系导航与控制研究中心的各位研究生,他们是陈章、邹瑜、朱海龙、周昊胤、李潇涵、闫传博、芦维宁、宋海涛、徐利民、王雷刚、杨伟峰、高翔、石岱曦、花隼芃、任伟、栾梦凯、陶斯琴、周雍杰等。

本书可以作为从事制导、制导与控制领域理论与技术研究人员学习的参考书,也可作为普通高等院校与其他大专院校控制专业及航空航天专业本科生和研究生专业基础课学习的参考书。

张涛

2015年9月于清华园

在过去的几十年里,航空航天学在极大地推动了控制系统理论和应用的进步的同时,也促进了传感器、数据融合和导航等领域的发展。许多应用在制导、导航、控制领域的新方法,使航空航天中的这些成就赢得了很大的荣誉,并成为了高科技和科技进步的代名词。

目前,源于该领域的特点和需求,对于航空航天探索仍然是驱动这些研究领域进步的应用之一。在一个容纳数百人的飞机里,你不能用实验的方法来验证最新的控制算法是否正常工作。在为新海岸航行的深空探测过程中,你只有一次机会把事情做对;(不像汽车或一台微波炉烤箱)在实际操作之前,你无法在一个真实的操作环境下测试一个集成系统。你不能简单地把正常工作在“客厅”环境条件下的敏捷导弹的标准配件在一个笨重的机加工箱中测试。你不能简单地把正常工作在“客厅”环境条件下的装满标准配件的大的机加工箱放在一个狭小的敏捷导弹中。

算法方面也存在相同的差异。航空航天系统具有高度非线性和强耦合动力学性。高度、马赫数、重心和质量的变化范围是巨大的,并随之改变动力学特性。尽管建模工作投入很大,巨大的不确定性仍然存在。时间尺度的范围对于系统动力学影响很大,相比其他领域,在航空航天学中,速度更快,环境更严峻而且变化更快,行驶的距离更远,操作时间更长。总而言之,我们在航天航空领域的挑战是独一无二的,具有比其他领域更高的要求。

如果这些挑战还不足够,适当的解决方案还必须是可靠的、高精度的、高度可用的、安全的,并且必须保证一个完美的执行水平,即使在系统发生故障等各种复杂情况下也是如此。如果出现了某个错误,那么,一架飞机就不能右转并停在下一片云上。所有这些挑战必须在一定的质量、功耗和成本下完成。

这听起来可能像是对航空航天及其科学家和工程师的赞许,但无论你怎么看待这个问题,它可以很好地解释为什么相对于其他领域,“飞行控制”“空间导航”和“导弹制导”作为大会的专题会议是不够的。美国的 AIAA GNC 会议作为一个杰出的例子,聚集了该领域的顶尖科学家,集中地讨论这些具体的问题。

过去几十年,欧洲已经见证了一个强大的航空航天领域跨国合作的过程。大多数成形的产品,如商用飞机、战斗机、直升机、卫星、发射装置或导弹,都不是由某一个国家独自完成的,而是多个国家合作的结果。没有一个欧洲国家可以独立地

支撑起一个专业的 GNC 组织,并且足够覆盖到整个学科。然而,在欧洲范围内,相互交流思想、理念和解决方案等是非常频繁的。因此,举办一个真正的欧洲 GNC 会议,收集欧洲大陆科学界的想法,并邀请全世界加入,成为了一个频繁探讨的问题。第一届欧洲航空航天 GNC 领域 CEAS 专家会议是一次尝试并且把这个想法变成了现实。这是所有 CEAS 的组织者和技术委员会成员的希望,本次会议确立了它作为一个高档的半年期不定地点召开的重要会议,汇集了那些将毕生的心血奉献给 GNC 领域的研究人员、科学家、开发人员和工程师。

我们非常感谢 AIAA 肯定了对他们的 GNC 会议的很好的补充,并给予我们的支持。

也许,我们期待亚洲航空航天 GNC 会议可以加入欧洲的活动,持续地和欧洲轮流举办下去。这将促使全球合作,并优于 AIAA GNC 会议的年度固定举办方式。为了将二者融合在一起,必须加强信息交流与合作,使之成为一个真正的全球的科学领域。

在这一点上,应该感谢所有的促进和组织 EuroGNC 会议的人们。首先是所有的 DGLR、CEAS 的德国成员,敢于承担首次组织的奉献,并且所有的组织成员和技术委员会紧接着勇敢地接受了系统修改和审阅文章的挑战,即便是它们仍然处于原型阶段,使得它们更加易于理解。如果没有他们的无私付出、耐心工作、奉献精神和意愿,这本书将永远不会成为现实。

但是现在你可以享受这本总结了第一届 CEAS EuroGNC 会议上的科学贡献的书,它展示了欧洲和来自世界各地的朋友们为制导、导航、控制领域的发展做出的宝贵的贡献。

Florian Holzapfel
Stephan Theil

2011 年 2 月
于慕尼黑和不莱梅

第一篇 大气应用

一种无人飞行器轨迹规划的解耦方法	3
一种再入飞行器基准的线性变参数控制器	14
一个低成本小型无人机飞行研究设施	26
面向故障恢复的自适应非线性飞行控制与控制分配	37
基于 Dubins 路径的多无人机协同道路网络搜索	50
基于梯度方法的特征结构配置和鲁棒性增强	61
面向自动驾驶评估的螺旋飞行路径轨迹	71
基于能达性分析的机动包线确定	83
Modelica 起落架建模和基于滑模控制的地面轨迹跟踪	94
适用于微小型飞行器的避障策略	105
基于选择参数的飞行轨迹后优化敏感性	121
利用发动机实现飞机控制的简单控制律结构	132
高精度跟踪任务透视显示的发展	142
UAV Lab —— 一个开放的无人飞行器研究平台	153
杂乱环境中用于通信感知制导的可见度信息	163

第二篇 制导与控制

严重结构损坏和失效时高灵敏模型飞机的自适应控制	177
基于剩余模态滤波器的非最小相位模态系统的自适应控制:第一部分	187
基于剩余模态滤波器的非最小相位模态系统的自适应控制:第二部分	195
非线性奇异扰动飞行器系统的全局跟踪控制结构	206
结合闭环动力学运动单元与安全操作规范的固定翼 MAV 的运动规划	217
四轴飞行器控制的新型动力学逆结构设计	229
基于 FPGA 机载计算机的有约束非线性模型预测控制器的并行实现	239
尾翼/推力矢量控制导弹的鲁棒线性参数时变自动驾驶仪设计	250

第三篇 传感器、数据融合与导航

地心坐标系下针对积分 IMU 的一种单频捷联算法	263
阵风缓和的宽带风估计算法	276
区间分析:一种系统辨识工具	287
在惯导系统扩展卡尔曼算法中姿态误差矢量参考系的研究	297
基于稀疏网格的非线性滤波	310
考虑时变传感器失准的基于星敏感器/陀螺状态估计的姿态估计	321
机动检测算法的性能比较	332
通过随机 H_∞ 滤波的航天器姿态估计和陀螺仪校准	342

第四篇 空间应用

用于月球定点着陆的先进光学地形绝对导航	361
利用多体软件实现复杂动力学系统 GNC 设计与分析方法	372
具有非节流主发动机的月球登陆器的最优制导与控制	389
在轨服务任务中用于单纯角度导航的螺旋接近	401

第一篇 大气应用

Atmospheric Applications

一种无人飞行器轨迹规划的解耦方法

A Decoupled Approach for Trajectory Generation for an Unmanned Rotorcraft

Sven Lorenz and Florian M. Adolf

摘要:本文提出了一种基于三次样条插值几何公式的解耦方法。通过设立不同的边界条件,可规划出连续可微的路径轨迹,使得飞行器在轨迹跟踪时跟踪误差达到最小。与此同时,基于曲率、无量纲的空间填充曲线可使旋翼飞行器在轨迹追踪时保持合理的跟随速度。利用样条曲线的参数和样条曲线弧长的转换可以保证对规划轨迹的跟踪。近年来,通过结合有效的轨迹追踪控制,这种方法已经被成功地应用于无人直升机轨迹跟踪试验。

1 引言

自主飞行器在人口稠密的地区飞行时需要极其优良的机动性。在这种情况下,旋翼无人机(UAV)平台是一种较好的选择,尤其是在高速飞行时,躲避突如其来动态障碍物或是执行更新的飞行目标都可以通过搭载在飞行器上的运动规划系统来实现。

Goerzen 在调查^[1]中指出,仅仅考虑对预先计算出的轨迹的追踪精度并不是一个全面可行的解决方法。动力学约束、大气状况、飞行器状态的不确定性以及对环境信息的有限了解都使得精确追踪一条预先计算好的轨迹变得难以实现。路径平滑算法^{①[2]}会实时规划出连续可微的行驶路径,而且,对于一个特定的飞行控制系统,即使是商用的黑盒自动驾驶仪^[3]也存在不同的轨迹追踪方法^[4,5]。

完成一个运动规划任务的最优选择是同时考虑路径规划、避障、飞行器控制等

Sven Lorenz · Florian M. Adolf

Research engineers at the German Aerospace Center (DLR), Institute of Flight Systems, Department of Unmanned Vehicles, Braunschweig, Germany

e-mail: sven.lorenz@dlr.de, florian.adolf@dlr.de

① 将具有所有阶导数的函数转换成点的集合,从而匹配一个平滑曲线。

各方面的约束,而这对处理器的实时计算能力要求很高,不容易满足。因此,本文中提出了一种解耦式的运动规划方法。Andert、Adolf 在之前的工作中^[6]就曾提出将复杂问题分解并逐一解决的理念是处理在飞行过程中同时考虑传感器信息融合、障碍物建模和 3D 路径规划对计算能力要求过高的重要方法之一。受这种思想的启发,本文将轨迹规划问题分解为几个模块。本文中对“路径”和“轨迹”这两个概念分别进行了定义,“路径”是指路径点的位置坐标信息,而“轨迹”是指实时的“路径”注解信息,如飞行器在离散路径点之间行驶时的速度变化图。

在快速飞行过程中,即使是可悬浮的旋翼飞行器也无法任意改变偏航角,而是需要一个持续输入的偏航角指令才能完成相关动作。一个有效的指令计算方法是不断获取路径的即时切线方向。“轨迹”对于不同的飞行器是不同的,其相关的构形空间(Configuration Space)将会随着飞行器性质的不同以及环境特征的不同而发生变化。

在路径的规划过程中,行驶的安全性是首先需要考虑的因素,其次,一些已经简化的动力学约束也会是一部分参考依据。根据这些原则,会规划出由不同几何形状组成的行驶路径,如线形、圆形、样条曲线状。将时间维度添加到规划出的路径上,并定义路径的速度变化图,即可得到一个轨迹。为了提供可行的轨迹追踪控制器输入,通常会将飞行器的即时状态分析和路径斜率综合起来考虑。非线性设备将由一个基准控制单元来控制,从而实现期望的速度。更多有关控制系统的细节描述可以参见参考文献[7,8]中的概述。

本文的章节将首先从“路径”的定义开始,“轨迹”的定义将在第三节做介绍,其中包括了对速度变化图的测定以及对加速度限制的说明。第四节介绍了轨迹跟踪控制系统。在最后一节中,对本文的研究工作和今后的研究方向做了总结。

2 “路径”的定义

一般来说,平滑的路径应该是连续可微的。大多数路径规划方法在实现障碍物避碰时采用的方法都是将行使路径分割成多个连续的片段,这些路径片段采用三阶连续可微的三次样条曲线函数。这样可以避免在路径追踪误差中出现过大安全阈值设计,而且,利用这种方法可以按照需要改变避碰所需的安全范围的值。需要注意的是,在不同的环境情形下需要加入其他一些几何形式的路径到三次样条曲线中。

将一个单变量、多项式的样条函数定义为分段多项式函数。在多数多项式样条曲线的表达式 $S:[a,b] \rightarrow \mathcal{R}$ 中包含了多项式部分, $P_i:[\tau_i, \tau_{i+1}] \rightarrow \mathcal{R}$, 其在边界 a, b 中严格单调递增,即

$$a = \tau_0 < \tau_1 < \cdots < \tau_{k-2} < \tau_{k-1} = b \quad (1)$$

其相关表达式可以写成

$$S(\tau) = P_0(\tau), \tau_0 \leq \tau < \tau_1 \quad (2)$$

$$S(\tau) = P_1(\tau), \tau_1 \leq \tau < \tau_2 \quad (3)$$

⋮

$$S(\tau) = P_{k-2}(\tau), \tau_{k-2} \leq \tau < \tau_{k-1} \quad (4)$$

τ_i 称为节点, 矢量 $\tau = [\tau_0, \dots, \tau_{k-1}]$ 定义为样条曲线的节矢量。节点不是等距分布在间隔 $[a, b]$ 中的, 因此样条曲线函数也称为非均匀的。

如果要将上述插值法应用到大量路径点中, 则必须选择相对高阶的样条曲线来实现可行的插值, 而且由此可能会导致支撑点之间发生振荡。因此, 三次仿样函数将分段应用到各路径片段。通过这种方式, 每个路径段的边界处的转换条件可以保证至少二阶导数的平滑性。对每个路径片段和每个自由度 $i = [x, y, z]$, 选取的三阶样条函数为

$$S_{i,k}(\tau) = a_{i,k} + b_{i,k} \cdot (\tau - \tau_k) + c_{i,k} \cdot (\tau - \tau_k)^2 + d_{i,k} \cdot (\tau - \tau_k)^3 \quad (5)$$

$S_{i,k}(\tau)$ 表示样条函数中对特定的 τ , 在第 k 个片段中的第 i 维度。其关于 τ 的微分可以写成如下形式, 即

$$S'_{i,k}(\tau) = b_{i,k} + 2 \cdot c_{i,k} \cdot (\tau - \tau_k) + 3 \cdot d_{i,k} \cdot (\tau - \tau_k)^2 \quad (6)$$

$$S''_{i,k}(\tau) = 2 \cdot c_{i,k} + 6 \cdot d_{i,k} \cdot (\tau - \tau_k) \quad (7)$$

$$S'''_{i,k}(\tau) = 6 \cdot d_{i,k} \quad (8)$$

n 个路径点 $p_j(x, y, z), j = 1, \dots, n$ 是仿样内插法的支撑点。 n 个点可以形成 $k = n - 1$ 个片段。每个片段包含三个有四个仿样参数的样条函数。为了确定四个参数需要四个等式, 下面定义一些片段边界点需要满足的条件: ①连续的样条函数片段必须互相连接; ②一阶和二阶导数必须和前一个片段的导数匹配。

注意: 路径片段在边界点 a, b 处可能出现不可避免的斜坡, 在边界处的二阶导数被设为 0。图 1 中的路径在边界点处是没有斜坡的, 路径被三个路径点分割为两段, 端点坐标为 $(0, 0), (0, 4)$ 。除了路径的整体形状, 飞行器的构形也是需要确定的, 接下来的章节主要是集中阐述相关问题。

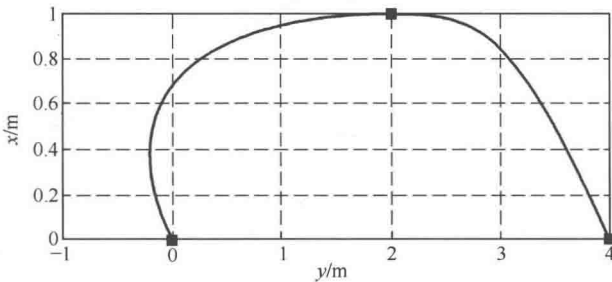


图 1 举例: 由三个航点支持的基于样条的路径, 具有两段, 在坐标 $(0, 0)$ 和 $(0, 4)$ 处有未指定边界

3 “轨迹”的定义

在本节之前定义的三维路径规划可以实现障碍物的避碰和到达一系列任务目标点的要求。如果可以保持足够缓慢的速度,直升机可以飞过任意形状的拐角。因此,只选取了速度作为路径唯一的实时注解。

一般来说,我们采用路径的曲率来决定速度的变换,但有时曲率的变化太大以至于其需要的速度变化太剧烈,甚至超过了飞行器有能力完成的动作的上限。因此,在飞行器开始轨迹飞行之前需要判断飞行器跟随路径的速度极小值。通过这种方法可以进行预判,在计算出减速要开始的时候,飞行器的速度就已经可以开始降低,而此时的飞行器仍然追踪着路径飞行。

在本节中,仍将会根据路径曲率的变化来决定飞行器的速度。同时,为了能够应用有限加速度的速度变化图,将介绍一种搜索速度极小值的方法。

3.1 速度的量化

基于曲率 κ 的速度可在特定点 $\tau_{k+1} = \tau_k + \Delta\tau$ 进行计算,空间曲线 $S(\tau)$ 在 τ 点处的曲率为

$$\kappa(\tau) = \frac{1}{r_{\text{circle}}(\tau)} = \frac{\|S'(\tau) \times S''(\tau)\|}{\|S'(\tau)\|^3} \quad (9)$$

根据 Tietze 的工作^[9],由下面这些公式可以通过直升机的可用推理计算出飞机的最大速度指令。作用于中心上的合力可用来补偿重力、向心力以及改变速度所需要的外力。用 F_G 来表示重力矢量, F_A 表示气动力学矢量, F_S 表示推力矢量, F_K 表示惯性矢量,各种矢量的关系可以表示为

$$0 = F_G + F_A + F_S + F_K \quad (10)$$

直升机主要的推力来自于主旋翼,考虑到气动力的量级较小,可以认为主旋翼的推力等于重力和惯性力之和,即

$$|F_S| = |F_K| + |F_G| \quad (11)$$

$$|F_S| = \sqrt{(m\dot{V}_K)^2 + (m\dot{\chi}V_K\cos\gamma)^2 + (m\dot{\gamma}V_K)^2} + mg \quad (12)$$

在式(12)中, m 代表飞行器的质量, V_K 是惯性速度值, γ 和 χ 是关于测地学的路径方向, g 是重力加速度。

用 $\frac{V_K\cos\gamma}{r_{\text{circle}}}$ 替换 $\dot{\chi}$, 用 $\frac{V_K}{r_{\text{circle}}}$ 替换 $\dot{\gamma}$, 可以将式(12)变为

$$(|F_S| - mg)^2 = (m\dot{V}_K)^2 + \frac{1}{r_{\text{circle}}^2} (mV_K^2)^2 (\cos^4\gamma + 1) \quad (13)$$

根据式(9), $\frac{1}{r^2}$ 项可以替代为 κ^2 。最大加速度可定义为 $a_{\max} = \frac{|F_S|_{\max}}{m_{\min}}$ 。速度

曲线的关系式为

$$V_{K,\max} = \sqrt{\frac{(a_{\max} - g)^2 - V_K^2}{\kappa^2 \cdot (\cos^4 \gamma + 1)}} \quad (14)$$

因此,式(14)将最大速度表示成与当前加速度和仿样函数相关的表达式。

图 2 是一个典型的与 τ 相关的速度变化图。实线表示最大速度不超过 20m/s。在后面几节的详细介绍中,虚线定义了有减速限制的减速指令。

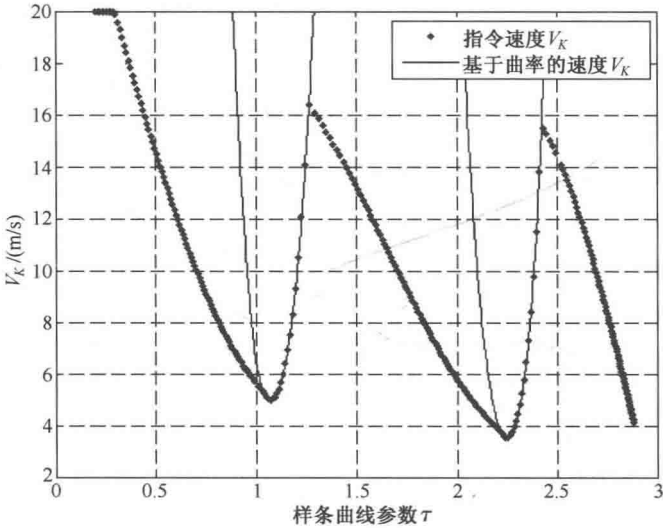


图 2 一个样条曲线的速度变化图(基于曲率确定最大速度(实线),由于减速限制,点线速度变化图被指定降低速度,直至速度最小值或最终停止)

由于忽视了气动力,并且考虑到飞行器不能任意快速改变航向,因此引入一个比例因子。一个用来导航飞行器跟随路径的轨迹跟随控制系统也将在随后的章节进行介绍。

3.2 速度极小值搜索算法

一般来说,飞行器都有加速和减速限制。仅有的路径几何形状不能视为这样的限制。其原因就在于式(14)中所示的速度公式以及图 2 中所示的速度极小值的存在。搜索速度极小值首先需要面临的难题就是曲率也只能是在离散点处获得。而且,速度变化图可能会有多个极小值存在,从而使得简单的全局梯度下降法在这种情况下无法发挥作用。

因此,本文将局部梯度搜索法应用到样条曲线中,通过速度的变化来寻找速度极小值。每当探测到速度的变化,就用梯度搜索法寻找一次。类似于参考文献[10]中的方法,通过定义足够的采样距离和每段路径上足够的采样数可以保证解的完备性,即可确保找到速度极小值。

通过对仿样曲线的搜索,可以得到一系列包含位置信息的速度极小值点。根据适当的减速模型,可以计算出实施减速操作的具体时机,其相关速度指令与到速度最小值的差值大小有关。在本文中,采用一个固定的减速度, 0.3s^{-1} 。

本文的工作之一就是将一个全局搜索转变为类似于增量搜索的方式。与参考文献[4]中的方法类似,我们将距离直升机当前位置最近的速度极小量定义为 τ 的搜索基准线。这种方法可以有效地缩短搜索时间。飞行器可以在飞行的过程中继续搜索较远的极小值。当然,这种节省了初始时间的方法是以额外的计算负担为代价的。然而,这种方式的优势就是可以很好地处理出现未知的障碍物从而需要路径重规划时的情况,如飞行器在低空穿过城市地形时,由于面对的环境比较复杂,往往会出现存在大量速度极小值的情况。

4 轨迹追踪控制

轨迹追踪控制系统的作用就是控制飞行器保持在计算出的轨迹上,由于存在未知的扰动以及在设计模型时对实际情况的简化处理,使得飞行器不可能没有任何误差地跟随产生的轨迹。因而,需要设计一个减小飞行器控制误差的控制系统。

文中采用基于速度变化图的前馈和误差反馈信号的组合来构成期望速度矢量。除了误差补偿的控制增益,前馈速度矢量对轨迹追踪性能也有着重大的影响。而且,基于仿样曲线的路径是非线性的,导致计算路径追踪误差有很大的计算量。我们可以通过在路径固定参考系下表示出路径追踪误差,然后将计算出来的速度矢量代入测地学参考系中的方式来简化控制问题。而路径追踪误差可以通过比例反馈来做相应的补偿。

4.1 参考系和变换方式的定义

当应用于无人机演示该方法时会对其采取一定的简化。局部城市地形下的操作允许假设为平坦地表。因此,可以利用初始位置为 $\mathbf{p}_0 = [x_0, y_0, z_0]^T$ 的笛卡儿坐标系描述其位置。在测地学参考系中(用下标 g 来表示),可以用矢量 $\mathbf{p}$ 表示无人机当前的位置和原点位置之间的关系,即

$$\mathbf{p} = \begin{bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \end{bmatrix}_g \quad (15)$$

将 x_k 的轴指向飞行器飞行方向里面的坐标系系统定义为路径固定参考系(用下标 k 表示),如图3所示。角 γ 和 χ 分别表示 y_k 和 z_k 相对于测地学参考系的轴的指向。

将在笛卡儿坐标系的速度矢量转换到极坐标中的转换公式定义为

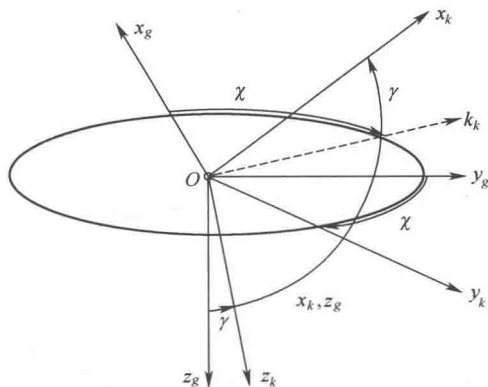


图3 定义相对于测地学坐标系的路径固定参考系^[11]

$$\begin{bmatrix} V_K \\ \chi \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \|V\| \\ \text{atan2}(v_{Kg}, u_{Kg}) \\ -\text{atan}\left(\frac{w_{Kg}}{\|v_{Kg} + u_{Kg}\|}\right) \end{bmatrix}, \|v_{Kg} + u_{Kg}\| \neq 0 \quad (16)$$

如果在追踪路径过程中突然出现了偏差,如因为风向的改变等原因,则该误差将会被路径追踪误差反馈弥补。当飞行器的实际位置在预期位置的左边时,路径固定参考系中的误差 Δx_k 为正,处于预期位置后方时,则 Δy_k 为正,位于预期位置上方时, Δz_k 为正。定义当前位置(下标 s 表示)与指令位置(下标 c 表示)的误差矢量定义为

$$\Delta p_g = \begin{bmatrix} x_c - x_s \\ y_c - y_s \\ z_c - z_s \end{bmatrix}_g \quad (17)$$

将误差矢量 Δp_g 变换到路径固定参考系的变换公式记为

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}_k = T_{gk}^T \cdot \Delta p_g, T_{gk} = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\chi & -\sin\chi & \sin\gamma\cos\chi \\ \cos\gamma\sin\chi & \cos\chi & \sin\gamma\sin\chi \\ -\sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (18)$$

4.2 速度指令的计算方式

对仿样曲线做一阶导数(详情见式(6))可得到一个带给定参数 τ 的矢量,其几何意义是路径的切线方向。这个矢量的方向可用来表示速度矢量,其方向可以用角 γ 和 χ 表示(式(16))。速度 V_c 的绝对值由图2中的速度变化来计算。

计算出的速度矢量恰好是飞行器飞行期望路径所需要的速度指令。然而,为了补偿路径追踪误差,这个矢量做一些调整,可以使得飞行器即使出现误差也能返回路径。写出路径追踪误差在路径固定参考系中的表达式(式(18)),调整后的在