http://myfj.cnjournals.com myfj\_sadri@163.com (021)20866796

DOI: 10. 19416/j. cnki. 1674-9804. 2023. 02. 005

# 机翼扭转和副翼偏转横滚操纵比较研究

陈显仕 李 军\*

(同济大学航空航天与力学学院,上海 200092)

摘 要:机翼扭转和经典副翼后缘偏转都是未来可能的智能机翼横滚操纵方案。采用 Fluent 仿真软件对扭转式机翼与经典 副翼构型机翼进行了对比研究,主要分析两者在升阻性能、横滚操纵力矩、压力分布等方面的差异和特征规律,得到了扭转变 形机翼相对副翼舵面的横滚操纵当量作用和气动优势。所设计的机翼方案由于扭转式机翼横滚操纵的机翼变形连续性以及 所需扭转角度较小,易于保持流场的附着和稳定,所以达到相同横滚力矩系数,扭转式机翼所需扭转角度为副翼偏转角度的 30%~50%左右,并且升阻比显著优于副翼式机翼,而且随着操纵角度增大优势更加明显,在大舵角操纵时扭转式机翼升阻比 超过副翼式机翼约一倍。

关键词:扭转式机翼;横向操纵;横滚力矩;升阻比

中图分类号: V224

文献标识码:A



## 0 引言

操纵系统作为保障飞机正常飞行的重要一环, 其技术方案随着理论研究和技术进步在不断革新。 莱特兄弟成功放飞的"飞行者一号"采用机翼扭转 来实现飞机的横向操纵,这种操纵方案随着副翼的 发明逐步式微。目前主流固定翼飞机均采用副翼 来实现横向操纵,但是对于新型操纵方案的探索一 直没有停止,出现了射流控制、智能变形机翼等方 案<sup>[1-11]</sup>。随着智能材料的不断发展,智能变形机翼 得到了研究人员的广泛重视。传统舵面操纵系统 天然面临舵面间隙、翼型曲率突变以及气流分离等 容易导致的升阻性能损失问题。而智能机翼可以 通过智能材料实现机翼形状的平滑改变。这样的 平滑变形可以在升阻性能损失较小的情况下改变 气动力分布以实现对飞机的操纵<sup>[12]</sup>。

美国的任务自适应机翼(mission adaptive wing) 概念研究项目早在 1981 年就开始了对变形机翼的 探索<sup>[13]</sup>,其发起方包含了 NASA、波音公司以及美 国军方等多个单位。诺斯罗普·格鲁门公司则在 美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency,简称 DARPA)的支持下,于 1995年开始提出并且研究智能机翼的概念。该项 目分为两个阶段,第一阶段验证了形状记忆合金 (shape memory alloys,简称 SMA)驱动后缘操纵面进 行光顺偏转的能力,并发现光顺变化的操纵面可以 明显改善机翼压力分布;第二阶段在机翼前后缘都 加入了智能操纵面,并使用某型无人机的缩比模型 进行了风洞试验,验证了智能机翼在实际飞行状态 下的操纵效果。

后续的研究中,对于机翼翼型的变形通常有四 种基本方案:变形前后缘、变形厚度、扭转变形、变 形展弦长。

SADE 智能前缘项目是空客主导的一个研究前 缘变形的项目<sup>[14]</sup>。项目目标是在降低结构的复杂 性和重量的情况下实现媲美传统增升装置的前缘 变形增升装置。地面和风洞试验表明该装置具有 足够的形状保持能力和变形控制能力,实现了较好 的气动效果。文献[2]研究了通过柔性肋驱动的变 形后缘机翼,并且实现了由两个驱动器控制五个柔

<sup>\*</sup> 通信作者. E-mail: muziyi@tongji.edu.cn

**引用格式:** 陈显仕,李军. 机翼扭转和副翼偏转横滚操纵比较研究[J]. 民用飞机设计与研究,2023(2):24-30. CHEN X S,LI J. Comparative research of roll control between wing torsion and aileron deflection[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(2):24-30(in Chinese).

性肋的结构设计,显著降低了重量。国内的张音 旋、陈亮等研究人员也对变形后缘做了很多探 索<sup>[12]</sup>,成功设计了一种柔性蜂窝以及弹性胶膜组成 的机翼结构,该结构具有良好的变形能力以及一定 的承载能力。文献[15]研究了一种可变厚度和弧 度的智能机翼,其结构由柔性蒙皮和形状记忆合金 (SMA)作动系统构成,在 MATLAB/Simulink 环境中 对结构进行了建模,实现了对于 SMA 非线性行为的 良好控制。Roelof<sup>[6]</sup>等人通过引入机翼蒙皮的翘曲 变形实现了机翼的扭转,并且研究了扭转变形机翼 用来控制飞机滚转运动的效果,研究表明通过扭转 变形控制滚转能够提升升阻性能。扭转变形翼段 这一概念由 Rodrigue 等人<sup>[5]</sup>提出,主要特征是机翼 外段和翼根段之间有一驱动段,该驱动段的扭转可 以控制外段攻角的变化。为了实现驱动段的作动, 他们尝试使用嵌入多根 SMA 导线驱动,而蒙皮则由 聚二甲基硅氧烷(PDMS)和聚乳酸(PLA)制成的特 殊软质复合结构构成。数字变形机翼的概念由 Jenett 等人<sup>[7]</sup>提出,主要特点是使用了简单结构的 重复搭建构成了能够灵活变形并且能够保证翼型 精度的机翼。文中通过建模仿真和试验展示了机 翼的机械设计和结构性能。同时在风洞中对该机 翼进行了测试,表明该结构与传统的刚性副翼系统 相比,能够提高滚转效率。美国弗吉尼亚理工大学 设计的微型飞行器应用了压电纤维复合材料驱动 器控制机翼翼尖扭转成功实现了扭转机翼飞行器 的平稳飞行[16]。堪萨斯大学也同样采用压电驱动 器控制翼尖变形的方法成功实现了对微型飞行器 滚转飞行的高效控制[17]。除了在微型飞行器中取 得了进展,Kota 等<sup>[18]</sup>与 NASA 还共同完成了在湾流 G3型公务机上改装可变弦向弯曲度机翼的飞行 试验。

目前智能机翼的理论研究和许多技术方案已 经达到较高的成熟度<sup>[10]</sup>,距离实现工程应用已经十 分接近,未来智能机翼将成为飞机设计的重大趋势。因此加强对于此类智能变形机翼的操控和气 动特性的研究尤为重要。

文献[5]和文献[7]为扭转控制机翼提出了可 行的结构设计方案,为扭转式智能机翼的工程应 用打下了基础。但是几乎所有文献对于扭转机翼 的操控和气动性能仅进行了定性对比分析,没有 扭转机翼和副翼操纵方案的量化对比和流动机理 分析,对于此类方案的设计难以起到精准的指导 作用。

本文通过数值模拟的方法对扭转变形机翼和 传统副翼的气动性能进行研究,分析两者在升阻性 能、操纵力矩、压力分布等方面的差异和特征规律, 得到了扭转变形机翼相对副翼舵面的作用效果和 优势特点,为今后此类智能机翼的设计以及控制率 设计提供一定的参考。

## 1 研究方法

#### 1.1 研究对象定义

为了研究扭转机翼和副翼的气动效果,首先需 要对两者在同尺寸机翼上进行定义。根据文献[5] 和文献[7]所做研究,综合考虑气动和结构两个方 面,本文提出一种在工程实现上有较大潜力的扭转 机翼方式:翼根处固定,在70%展长处设置控制点, 由翼根至控制点处连续扭转变化,而控制点至翼梢 处机翼无扭转,其迎角与70%展长处机翼剖面的迎 角一致,计算偏转角度时以控制点处的迎角为准, 左右扭转角度大小相等方向相反。用于对比的副 翼式机翼其副翼尺寸取 40% 展长和 25% 弦长, 副翼 位置设置于机翼外侧,偏转时左右偏转角度大小相 等方向相反。扭转式机翼和副翼式机翼为大小一 致的矩形翼, 展长 2 m, 弦长 0.4 m, 翼型为 NA63A613。二者模型如图1所示。本文研究重点 为扭转式机翼与副翼式机翼的横滚操作性能,因此 对于两种机翼不作详细结构设计。通过参考文献 [5]、文献[7]和文献[19]的论述可以对副翼机翼 与扭转式机翼的结构重量进行大致评估:如副翼与 扭转机翼均使用传统伺服驱动器进行驱动,则静态 刚度强度相近情况下扭转机翼结构重量可能略高 于副翼机翼结构,但总体处于同一水平:如扭转式 机翼采用 SMA 等智能材料驱动方式,则可以实现比 副翼式机翼结构重量更轻的设计。



为了便于气动计算分析,还做了如下假设:

 2) 忽略副翼前缘缝隙对气流的影响,将副翼 当做连续翼面对待;

 2)将机翼作为刚体,不考虑副翼反效和机翼 扭转扩大等气动弹性问题。

两种机翼定义好后,将副翼偏转角度和机翼扭 转角度作为变量,模拟不同情况下两种机翼的气动 性能,具体模拟的角度值如表1所示。

序号	副翼偏转角度/°	机翼扭转角度/°	
1	10	2.5	
2	15	5	
3	20	7.5	
4	25	10	
5	30		

表1 偏转角度值

#### 1.2 数值方法和网格模型验证

为了高效准确地分析两种翼型的气动性能差 异,本文选择使用数值模拟的方法进行仿真分析。 控制方程选择的是在计算精度与资源经济性都较 好的雷诺平均方程。求解软件使用 Fluent 商业软 件,湍流模型选用 *k-ω* SST 湍流模型。为了验证该 方法对于机翼扭转气动性能计算的准确性,首先使 用该方法对文献[5]的实验进行了模拟仿真。其结 果与文献中实验结果对比如图 2 所示,从图中可以 看出升阻力系数均与实验结果吻合较好,仿真结果 可信。



通过前文定义建模得到三维模型后将模型导 入 Fluent 中进行仿真分析。计算采用非结构化网 格,并在机翼周围区域作网格加密处理,边界层第 一层网格 y<sup>+</sup>≈1,网格结构如图 3 所示。入口边界 条件为速度入口,速度大小为 30 m/s,出口为压力 出口,物体表面为无滑移壁面。对于扭转机翼扭转 角为 5°,攻角为 0°的算例进行了网格无关性验证, 采用 300 万、400 万、500 万、600 万网格分别进行分 析,其结果如表 2 所示。由表中数据可以发现,400 万网格数据与 500 万、600 万网格数据相差不到 1%。综合考虑计算精度与经济性,选取 400 万网格 量为后续计算网格。



图 3 网格细节

表 2 网格数量与计算数据

网格数量	300万	400万	500万	600万
升力系数	0.273 2	0.2837	0.285 8	0.281 3
阻力系数	0.024 1	0.024 4	0.024 2	0.024 3

# 2 结果分析与讨论

通过仿真计算获得扭转机翼与副翼机翼操纵 相近的操纵曲线,同时分析具有相同操纵力矩时副 翼系统与机翼扭转系统所需操纵角度以及升阻特 性。表3和图4是在副翼偏转时机翼的气动性能; 表4和图5表示柔性机翼扭转时的气动性能。可以 发现,当偏转角度增加时无论是副翼还是机翼扭转 均导致阻力系数增加。而升力系数却有不同变化, 副翼偏转导致升力系数逐步下降,机翼扭转时升力 系数略有上升。无论是副翼还是机翼扭转均导致 升阻比的下降。

表 3 副翼机翼气动性能

副翼转角 /(°)	横滚力矩 系数	升力系数	阻力系数	升阻比
10	0. 172 8	0.2702	0.023 3	11.56
15	0.245 8	0.255 5	0.028 6	8.93
20	0.315 4	0.244 6	0.036 4	6.72
25	0.3689	0.223 4	0.047 8	4.67
30	0.4094	0.213 2	0.0557	3.82

表 4 扭转机翼气切性能						
扭转角/(°)	横滚力矩系数	升力系数	阻力系数	升阻比		
2.5	0. 119 8	0.2696	0.019 3	13.99		
5	0.237 1	0.2837	0.024 4	11.65		
7.5	0.3564	0.2874	0.031 1	9.24		
10	0.4674	0.2952	0.042 8	6.90		



6 4 0.1 2 0.05 Q 0 0 75 0 2.5 5 10 12.5 15 偏转角度/(°) 图 5 扭转机翼气动性能

图 6 表示副翼偏转角度或机翼扭转角度与横 滚力矩系数的关系。可以看出,随着相应角度的增 大,横滚力矩均不断增大,但在相近横滚力矩变化 范围内,扭转机翼的横滚力矩随扭转角度变化呈线 性趋势,副翼机翼的横滚力矩在大偏转角度时开始 表现出非线性变化。因此使用机翼扭转方案更利 于飞行控制率的设计。通过对比发现,在本文定义 的副翼布局和扭转方式情况下,要达到相同的横向 操纵效果,机翼扭转角度仅为副翼偏转角度的 30%~50%。

图 7 和图 8 表示两种操纵方案下机翼升阻比 与横滚力矩系数的对应关系,图 7 为机翼 0°攻角 数据,图 8 为机翼 4°攻角数据。从图中可以观察 到,在具有相近的操纵舵效时,机翼扭转方案升 阻比比副翼方案提升约 10%~20%,在大偏转角 度下甚至提升约一倍。在需要大操纵力矩时,副 翼升阻比快速下降,其操纵效果和升阻性能难以 同时兼顾。扭转操纵方案的升阻比随着操纵力 矩增大而线性减小,并且下降斜率小于副翼 方案。



图 6 横滚力矩系数变化曲线



图 7 0° 攻角时升阻比随横滚力矩系数变化曲线

图 9 显示了一组操控力相近的副翼机翼(a 图) 和扭转机翼(b 图)的压力分布云图。图 10 是机翼 攻角为 4°,副翼偏转 30°时副翼所在截面的流线图; 图 11 是机翼攻角为 4°,机翼扭转 10°时机翼扭转方 向不同的两边截面的流线图。

压力云图显示,当副翼偏转时,压力分布不是 连续变化的,舵面和机翼后缘处的气动载荷突然发 生变化,说明机翼表面的气流在此处受到阻滞。而 机翼扭转变形是连续的,因此机翼表面的气流和压 力分布也是连续的,说明流场的质量更高。由流线 图也能发现,副翼偏转角度较大时机翼后缘弯度增



图 8 4°攻角时升阻比随横滚力矩系数变化曲线



图 9 机翼静态压力分布

大,气流发生分离,导致升力下降而阻力明显增加, 而机翼扭转时气流保持了附着。应用机翼扭转方 法时因机翼扭转是连续变化,对气流扰动较少,机 翼扭转时迎角变化而弯度没有变化,并且所需扭转 角度仅为副翼偏转角度的 30%~50% 左右,不易产 生失速,因此阻力增加较小而升力保持。所以显示 机翼扭转操纵方案升阻比较高,在需要横向大角度 机动时优势尤为明显。



a)下偏副翼所在截面流线图 b)上偏副翼所在截面流线图 图 10 副翼机翼流线



a) 机翼正攻角扭转处流线图 b) 机翼负攻角扭转处流线图 图 11 扭转机翼流线

# 3 结论

本文参考智能变形机翼文献定义了一种扭转 式机翼,同时按照经典构型定义了对照的副翼式机 翼,采用 Fluent 仿真软件对扭转式机翼和副翼式机 翼进行了仿真研究,分析两者在升阻性能、操纵力 矩、压力分布等方面的差异和特征规律,得到了扭 转变形机翼相对副翼舵面的作用效果和优势特点。 主要结论为:

 达到相同的横滚力矩系数情况下,扭转式 机翼所需扭转角度为副翼式机翼偏转角度的 30% ~ 50% 左右;

2)所需横滚力矩较小时,相同横滚力矩系数下,扭转式机翼升阻性能比副翼式机翼提升约
 10%~20%;随着横滚力矩的增加,扭转式机翼的升阻性能最大可达副翼式机翼的两倍;

 3) 扭转式机翼的升阻性能优势来源于其变形 的连续性以及所需扭转角度较小,易于保持流场的 附着和稳定。

#### 参考文献:

 [1] SOFLA A Y N, MEGUID S A, TAN K T, et al. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges [J]. Materials & Design, 2010, 31(3): 1284-1292.

- [2] MONNER H P. Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures [J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(7): 445-455.
- [3] ISMAIL N I, ZULKIFLI A H, ABDULLAH M Z, et al. Optimization of aerodynamic efficiency for twist morphing MAV wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014,27(3):475-487.
- [4] RAITHER W, HEYMANNS M, BERGAMINI A, et al. Morphing wing structure with controllable twist based on adaptive bending-twist coupling[J]. Smart Materials and Structures, 2013,22(6): 065017.
- [5] RODRIGUE H, CHO S, HAN M-W, et al. Effect of twist morphing wing segment on aerodynamic performance of UAV [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016,30(1): 229-236.
- [6] VOS R, GÜRDAL Z, ABDALLA M. Mechanism for warp-controlled twist of a morphing wing[J]. Journal of Aircraft, 2010,47(2): 450-457.
- [7] JENETT B, CALISCH S, CELLUCCI D, et al. Digital morphing wing: Active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures [J]. Soft Robotics, 2017, 4(1): 33-48.
- [8] 倪迎鸽,杨宇.自适应机翼翼型变形的研究现状及 关键技术[J].航空工程进展,2018,9(3):297-308.
- [9] 祝连庆,孙广开,李红,等.智能柔性变形机翼技术的应用与发展[J].机械工程学报,2018,54(14): 28-42.
- [10] LI D C, ZHAO S W, DA RONCH A, et al. A review of modelling and analysis of morphing wings [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018,100: 46-62.
- [11] ZHU J C, SHI Z W, SUN Q B, et al. Yaw control of a flying-wing unmanned aerial vehicle based on reverse jet control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2020, 234(6):1237-1255.
- [12] 张音旋,陈亮,吴江鹏,等.可变弯度机翼后缘的研究进展及其关键技术[J].飞机设计,2017,37(6): 34-39.

- [13] MONNER H P, HANSELKA H, BREITBACH E. Development and design of flexible Fowler flaps for an adaptive wing [C] //Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering. Spie's 5th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials, March 1-5, 1998, San Diego, California, USA. [S. l. ;s. n.], 1998, 3326: 60-70.
- [14] KINTSCHER M, WIEDEMANN M, MONNER H P, et al. Design of a smart leading edge device for low speed wind tunnel tests in the European project SADE [J]. International Journal of Structural Integrity, 2011, 2 (4): 383-405.
- [15] POPOV A V, LABIB M, FAYS J, et al. Closed-loop control simulations on a morphing wing [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(5): 1794-1803.
- BILGEN O, KOCHERSBERGER K, DIGGS E C, et al. Morphing wing micro-air-vehicles via macro-fiber-composite actuators [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 23-26, 2007, Honolulu, Hawaii. USA: AIAA, 2007, AIAA2007-1785:1-16.
- [17] VOS R, BARRETT R, DE BREUKER R, et al. Postbuckled precompressed elements: a new class of control actuators for morphing wing UAVs [J]. Smart Materials and Structures, 2007, 16(3):919-926.
- [18] KOTA S, LU K J, KREINER Z, et al. Design and application of compliant mechanisms for surgical tools
  [J]. Journal of Biomechanical Engineering, 2005, 127
  (6):981-989.
- [19] 徐非凡.基于表面粘贴形状记忆合金的可变形翼梢 小翼结构设计[D].上海:同济大学,2019.

#### 作者简介

**陈显仕** 男,硕士。主要研究方向:飞行器总体设计。 E-mail: chenxianshi@ tongji. edu. cn

**李** 军 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:飞 行器总体设计。E-mail: muziyi@ tongji. edu. cn

# Comparative research of roll control between wing torsion and aileron deflection

CHEN Xianshi LI Jun\*

(School of Aerospace Engineering and Applied Mechanics, Tongji University, Shanghai 200092, China)

Abstract: Wing torsion and classic aileron trailing edge deflection are both possible intelligent wing roll control methods in the future. The comparison between torsional wing and classical aileron wing was carried out by Fluent simulation. The differences and characteristics of the two wings in lift-drag performance, roll moment coefficient and pressure distribution were analyzed, and the roll control equivalent effect and aerodynamic advantage of the torsional wing compared with the aileron were obtained. The results show that, due to the continuity of wing deformation and the small torsion angle required by the torsional wing roll control, it is easy to keep the flow field attached and stable under the wing defined in the paper, so the same roll moment coefficient is achieved. The required torsional wing is about 30%-50% of the aileron deflection angle, and the lift-drag ratio of the torsional wing is significantly better than that of the aileron wing. With the increase of the control angle, the advantage becomes more obvious, and the lift-drag ratio of the torsional wing is about twice that of the aileron wing when the control angle is large.

Keywords: torsion wing; roll control; roll moment; lift-drag ratio

<sup>\*</sup> Corresponding author. E-mail: muziyi@tongji.edu.cn