

文章编号:1674-8190(2022)06-001-16

# 协同射流流动控制方法研究进展综述

许和勇,马成宇

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室,西安 710072)

**摘要:** 协同射流(CFJ)是一种基于吹吸气技术的新概念流动控制方法,从提出至今逐渐受到广泛关注。本文围绕协同射流的基本原理、基本概念、研究方法及应用研究进展情况进行了较为全面的综述,回顾了协同射流的提出过程,梳理了协同射流基本概念以及风洞实验和数值模拟的研究现状,阐述了协同射流方法在翼型/机翼、控制舵面、旋转叶片、概念飞行器设计中的应用研究进展,并提出了协同射流研究中的5个关键问题,包括协同射流的气源问题,三维、动态层面的协同射流研究,协同射流控制引起的力矩问题,协同射流气动/结构一体化设计及安装问题,协同射流的功耗问题,可为今后开展协同射流研究提供参考。

**关键词:** 协同射流;流动控制;增升;减阻;超升力

**中图分类号:** V211.3

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.06.01

**文献标识码:** A

**开放科学(资源服务)标识码(OSID):**



## Review of the Co-flow Jet Flow Control Method

XU Heyong, MA Chengyu

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The co-flow jet (CFJ) is a new concept flow control method based on blowing and suction technology. Since it was proposed, it has gradually attracted extensive attention. This paper reviews the basic principles, concepts, research methods and progress of CFJ. The development of the CFJ concept is retrospected. The basic principle, wind tunnel experiment and numerical simulation are introduced. The application research on airfoils/wings, control surfaces, rotating blades and conceptual aircraft design are presented. Finally, five problems in the research of the CFJ are proposed, including the air source of CFJ, 3D and dynamic CFJ research, torque problems caused by CFJ control, aerodynamic/structural integration design and installation of CFJ, and power consumption of CFJ, which provide reference for further CFJ research.

**Key words:** co-flow jet (CFJ); flow control; lift enhancement; drag reduction; super-lift

收稿日期:2021-12-24; 修回日期:2022-03-16

基金项目:国家自然科学基金(11972306)

通信作者:许和勇, xuheying@nwpu.edu.cn

引用格式:许和勇,马成宇. 协同射流流动控制方法研究进展综述[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 1-16.

XU Heyong, MA Chengyu. Review of the co-flow jet flow control method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 1-16. (in Chinese)

## 0 引言

增升减阻一直以来都是飞行器设计追求的目标,随着人们对流动分离现象的关注,对流动分离的预测和控制已成为空气动力学的研究热点之一。为了在增升的同时最大限度地抑制流动分离,推迟失速的发生,人们提出了前缘缝翼、开缝襟翼、多段翼等增升装置<sup>[1]</sup>。其原理是在增大翼型弯度的同时使迎风面气流通过缝隙形成高速射流,该高速射流可增强翼型绕流抵抗逆压梯度的能力,从而有效地控制流动分离,推迟失速。

不同于前缘缝翼、开缝襟翼、多段翼等机械式增升装置所形成的被动射流,气源式增升装置所形成的主动射流动量可调,使用灵活。随着翼型设计方法渐趋成熟,单纯依靠外形设计来实现增升减阻难以满足日益严苛的指标要求,这使得主动射流方法在飞行器上的应用需求越来越大。例如,波音 C-17、YC-14 和前苏联 AN-72 都采用了外部吹气式襟翼<sup>[2]</sup>,日本的水上飞机 US-1 及后续机型采用了内部吹气式襟翼<sup>[2-4]</sup>,NASA 在通用研究模型 CRM 上的吹气式襟翼研究工作也在持续进行中<sup>[5-7]</sup>。根据势流理论分析,翼型的最大升力系数极限是  $2\pi(1+t/c)^{[1]}$ ,其中  $t$  为翼型厚度,  $c$  为翼型弦长。该公式假设流动不发生分离,翼型不发生失速,因此是理论上的升力系数极限,对于圆柱,厚度和弦长相同,其理论升力系数极限为  $4\pi$ 。而旋转圆柱升力测定的实验却发现,提高圆柱转速可以使圆柱的升力系数突破势流理论极限<sup>[8-12]</sup>。此类研究工作表明,只要向流动中注入能量,翼型的升力系数便可以获得提高,这为主动射流控制方法提供了理论支撑。常见的主动射流方法有射流型涡流发生器<sup>[13-15]</sup>、环量控制<sup>[16-18]</sup>、合成射流<sup>[19-20]</sup>、振荡射流<sup>[21-22]</sup>等。近些年来,协同射流(Co-flow Jet,简称 CFJ)作为一种新概念主动流动控制方法也逐渐受到关注,其通过前缘吹气和后缘吸气同时对流动进行控制,后缘吸气回收了高能射流,降低了射流系统的增压要求,且吹气和吸气的质量流相等,因此该方法具有低功耗、零质量射流的特性。

协同射流概念自 2004 年提出<sup>[23-24]</sup>至今,已经从升力面增效研究发展到了控制面增效研究以及旋转叶片的增效研究,从单纯协同射流翼型研究推广到协同射流概念飞行器研究。在研究方法

上,无论是风洞实验还是数值模拟都开展了不同层面的研究。在协同射流方法得到广泛关注的当前,对研究现状和已有结论进行梳理,能够得出协同射流的研究规律,同时指出当前研究的不足以及面临的挑战,为协同射流的进一步发展提供参考。因此,本文将对协同射流及其应用进行尽可能全面的综述。

## 1 协同射流概念的提出

根据是否依赖于外部能量的输入,增升装置可以分为无动力增升装置(即机械式无气源增升装置)和动力增升装置(即气源增升装置)<sup>[3-4]</sup>。普朗特早在 1904 年和 1913 年就分别提出吸气边界层控制和吹气边界层控制的概念<sup>[1]</sup>。但由于动力增升装置对气源、结构和材料等要求较高,人们更多地采用前缘缝翼、开缝襟翼等无动力机械增升装置<sup>[1]</sup>。

由势流理论得出的升力系数极限公式可知,圆柱外形厚度与弦长相同,具有理论上最大的升力系数。多段翼是一种在升力系数方面向圆柱外形逼近,同时阻力系数也远低于圆柱外形的翼型形式,因此在很长一段时间内研究者们致力于多段翼的研究工作<sup>[25-28]</sup>,1975 年, A. Smith<sup>[1]</sup>对多段翼的空气动力学原理进行了分析,认为其受缝隙效应、环量效应、空间流场压强恢复效应以及各翼段边界层效应等的影响。尽管多段翼的气动机理与上述几项密切相关,但最直观的感受是缝隙间形成的射流起到了抑制流动分离的效果。本文将开缝襟翼、缝翼等增升装置缝隙所形成的射流称为被动射流,而由动力系统供气形成的射流称为主动射流。

环量控制方法是最典型的主动射流控制方法之一。M. Burnazzi<sup>[29]</sup>在进行环量控制襟翼研究时指出,在环量控制基础上,在适当位置配合使用吸气控制能进一步增强绕流抗逆压梯度的能力,从而可适当减小环量控制的射流强度,节约射流增压系统的功耗。本文要讨论的协同射流同样结合了吹气控制和吸气控制,此外,与环量控制相比,应用协同射流时没有钝后缘的要求,因此不需要襟翼或者后缘切换机构,更利于结构减重。以翼型作为气动增效的研究对象时,协同射流在翼型上翼面的吸力峰值区附近布置吹气口,而在上翼

面后缘压力恢复区布置吸气口,后缘和前缘的压差有利于促进气流循环,减少射流增压系统功耗,同时前缘吹气使上翼面速度型变得饱满,后缘吸气能进一步增强翼型环量,因此理论上协同射流能以较低功耗实现增升目的。

协同射流概念最早于2004年由Zha G C等<sup>[23-24]</sup>首次提出并应用到外流翼型和内流叶栅的流动控制研究中,示意图分别如图1~图2所示。Zha G C等<sup>[23]</sup>基于如图1所示的NACA2415基准翼型和协同射流翼型,对控制前后的气动性能进行对比分析,显示出了显著的增升减阻效果,此外还进行了协同射流与环量控制的理论功耗对比以及二者对发动机推力和推进效率的影响对比;D. Car等<sup>[24]</sup>采用如图2所示的协同射流方法增强压气机定子叶片通道内的流动扩散过程,并分析了这种方法的可用性和功率影响。

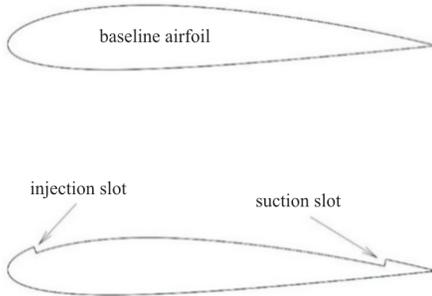


图1 NACA2415协同射流翼型<sup>[23]</sup>  
Fig. 1 NACA2415 airfoil with co-flow jet<sup>[23]</sup>

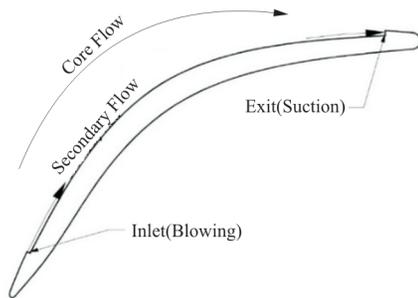


图2 协同射流定子叶片<sup>[24]</sup>  
Fig. 2 Stator blade with co-flow jet<sup>[24]</sup>

Zha G C等<sup>[30-31]</sup>又于2005年通过风洞实验验证了协同射流翼型在增升减阻及增大失速裕度方面的优势,同时对比了两个不同射流口高度的气动性能差异;随后又相继开展了单独吹气、单独吸气的对比研究<sup>[32-36]</sup>,研究结果均表明协同射流的增升减阻效果均好于单独吹气或单独吸气情况。此后Zha G C团队及国内外其他研究团队都开展了

持续性的研究工作,不断推动协同射流流动控制方法的发展。需要说明的是,国内一些研究人员发表的关于协同射流研究的中文论文中,对其英文名称“Co-Flow Jet”的翻译有所不同,如刘沛清等<sup>[37]</sup>最早将该技术翻译为“联合射流”,张明昊等<sup>[38]</sup>在该技术的综述论文中将其翻译为“共流吹气技术”,葛铭纬等<sup>[39]</sup>将该技术翻译为“同向射流”。从公开文献和学术交流情况看,更多倾向于使用“协同射流”这一译名<sup>[40-45]</sup>,因此本文也沿用“协同射流”名称。在协同射流翼型研究的早期,人们重点关注协同射流的有效性,并未考虑内置增压系统的功耗问题,这一阶段属于初期研究阶段。自从等效阻力、修正升阻比<sup>[46-47]</sup>和修正生产效率<sup>[48]</sup>等概念提出后,应用协同射流时的经济性成为了性能评价指标之一,这更加符合实际应用需求。

## 2 协同射流基本概念

### 2.1 协同射流常用无量纲量

#### (1) 动量系数

在射流流动控制方法中,常用动量系数衡量射流强度,其表达式如下:

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m} V_j}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad (1)$$

式中: $\dot{m}$ 为射流质量流率; $V_j$ 为射流速度; $\rho_{\infty}$ 为自由来流密度; $V_{\infty}$ 为自由来流速度; $S$ 为参考面积,对于翼型而言,参考面积取弦长。

文献<sup>[30-31]</sup>还提出采用射流喷口面积作为参考面积,并将其称为射流动能系数,同时指出射流动能系数同最大升力系数及失速裕度的相关性要好于射流动量系数,而射流动量系数则与减阻程度的相关性更好。

#### (2) 功耗系数

协同射流内部增压系统的功耗可根据增压前后的气体参数来计算:

$$P = \frac{\dot{m} c_p T_1}{\eta} \left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (2)$$

式中: $c_p$ 为气体定压比热; $T_1$ 为增压前射流气体的总温; $\eta$ 为增压系统的效率; $P_1$ 和 $P_2$ 分别为增压前及增压后射流气体的总压; $\gamma$ 为比热比,对于气体

在标准状态下为 1.4。

其无量纲形式为功耗系数：

$$P_c = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^3 S} \quad (3)$$

(3) 升阻力系数

协同射流翼型的升力系数为

$$C_L = \frac{R_L - F_{L,CFJ}}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (4)$$

阻力系数为

$$C_D = \frac{R_D - F_{D,CFJ}}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (5)$$

式中： $R_L$  为翼型所受表面力在升力方向的分量； $F_{L,CFJ}$  为射流反作用力在升力方向的分量； $R_D$  为翼型所受表面力在阻力方向的分量； $F_{D,CFJ}$  为射流反作用力在阻力方向的分量。

可见，协同射流翼型的升阻力计入了吹气射流的反推力和吸气射流的冲压阻力，能够体现翼型所受气动力的真实情况。关于协同射流翼型升阻力系数的详细推导过程可参考文献[32]。

(4) 修正升阻比(气动效率)

修正升阻比的表达式为

$$\left(\frac{L}{D}\right)_c = \frac{L}{D + P/V_\infty} \quad (6)$$

式中： $P/V_\infty$  为将增压系统的功耗转换为阻力，称为等效阻力  $D_e$ ，其无量纲形式即为功耗系数。

$$C_{D_e} = \frac{D_e}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{P/V_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} = P_c \quad (7)$$

因此，修正升阻比的最终无量纲表达式为

$$\left(\frac{L}{D}\right)_c = \frac{C_D}{C_D + P_c} = \frac{C_D}{C_{D_c}} \quad (8)$$

式中： $C_{D_c}$  为修正阻力系数。

对于常规翼型，功耗系数为零，此时修正升阻比即为翼型本身的升阻比。而对于协同射流翼型，修正升阻比概念综合考虑了翼型气动性能收益与射流增压系统的功耗，是衡量协同射流翼型气动效率的重要指标。本文认为，修正升阻比的概念以及修正生产效率的概念适用于任何其他主动流动控制方法，且基于这样的定义方式，可以对比各种不同主动流动控制方法的综合气动收益情况。

(5) 修正生产效率

飞机的运载能力是由飞机在最大航程内所能运送的总重量来衡量的。一般将最大航程和总重量的乘积定义为飞机的生产效率(Productivity Efficiency)。对于常规飞机，生产效率系数为

$$C_{PE} = \frac{C_L^2}{C_D} \quad (9)$$

对于协同射流翼型或采用协同射流的飞行器，用修正阻力系数  $C_{D_c}$  作为生产效率的分母便可得到修正生产效率  $C_L^2/C_{D_c}$ ，该参数和修正升阻比可用于衡量协同射流翼型或飞行器的综合气动性能。

关于上述协同射流无量纲量的详细推导，可参考文献[32,46-48]，此处不过多介绍。

## 2.2 协同射流的形式

(1) 有源协同射流与无源协同射流

根据是否携带实际的气源系统，协同射流可分为有源型和无源型两类。有源型又分为外置气源和内置气源两种形式，外置气源指在吹气端外接高压气罐或高压气泵，在吸气端外接真空罐或真空泵。内置气源指在翼段内部安装增压泵，形成完整的射流回路。无源型主要指通过等离子体激励器产生射流。目前绝大多数协同射流研究都采用有源型，其中内置气源是应用协同射流的最实际形式，但目前大多数风洞实验研究仍采用较易实现的外置气源形式。

近年来，随着等离子体流动控制方法的不断发展，已有相关研究用等离子体发生器来替代射流型涡流发生器、合成射流、环量控制等流动控制中的传统射流气源<sup>[49]</sup>。2020年，Li B等<sup>[50]</sup>开展了等离子体协同射流的风洞实验研究，该研究用等离子体激励器形成射流回路，但实验中等离子体对气流的诱导作用较弱，给出的最大诱导速度仅 3.38 m/s，远小于有源型射流的速度（目前外置高压气源的实验速度可达 231 m/s<sup>[51]</sup>）。因此有源型协同射流还将是今后研究的首选形式，以等离子体激励器为代表的无源型协同射流则可用于特殊射流形式的流动机理研究，比如脉冲型协同射流。

(2) 连续协同射流与离散协同射流

协同射流应用在机翼上时，按照射流孔的空间分布形式，可将协同射流分为连续型和离散型两种形式，其中连续型是最常见的射流孔分布形

式。由于离散型射流的喷口能够同时产生展向涡和弦向涡,从而产生更有效的掺混作用,B. Dano等<sup>[51-52]</sup>提出了离散型协同射流概念,如图3所示。对于离散型协同射流,通常使用堵塞度(Obstruction Factor,简称OF)来表示喷口堵塞面积与整个射流喷口面积之比,对于一个给定的堵塞度,通常用密集度来表示射流喷口的疏密程度。

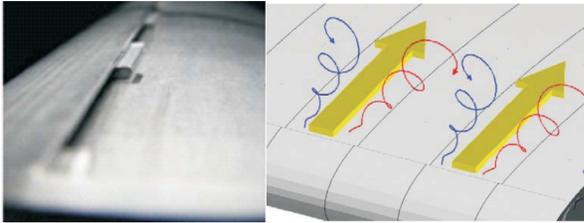


图3 离散型协同射流<sup>[51]</sup>  
Fig. 3 Discrete co-flow Jet<sup>[51]</sup>

B. Dano等<sup>[51]</sup>通过风洞实验分别研究了离散型协同射流的流场结构及其对增升减阻和功耗的影响,结果显示,堵塞度越大,增升效果越明显,但功耗也更大。相同堵塞度下,射流喷口数量越多,即喷口越密集则气动性能增效越好。流场结构显示,在射流孔后方以展向涡为主,在堵片后方则是展向涡和流向涡并存,这种涡结构增强了射流的扩散和掺混能力。国内,宋超等<sup>[40-41]</sup>通过数值模拟的方法得出了同样的结论,还对比了相同功耗下离散协同射流和连续协同射流的增升减阻效果,其结果显示,相同功耗下,离散协同射流增升减阻效果好于连续协同射流。巩文秀<sup>[53]</sup>也开展了离散型协同射流的相关研究,同样证明了喷口越密集的离散协同射流的控制效果更好。

### (3) 恒定协同射流与脉冲协同射流

按照射流质量流是否随时间变化,可将协同射流分为恒定协同射流和脉冲协同射流。恒定协同射流是最常见的射流形式。近年来,Xu H Y团队<sup>[53-54]</sup>也开展了脉冲协同射流的研究。研究结果显示,脉冲射流的增升减阻效果显著优于恒定射流,但脉冲射流在射流开启期间将与恒定射流相等的质量流在更短的时间内喷出,需要更大的喷口总压,导致能耗有所增加<sup>[54]</sup>。

等离子体作为激励源时易于开展脉冲协同射流的实验研究工作。Li B等<sup>[50]</sup>对比了基于等离子体的脉冲协同射流和恒定协同射流的流场结构,分析了脉冲射流对流动分离的抑制机理:脉冲激

励时,在激励开启时流场中存在一系列贴近翼面且向下游发展的相干涡结构,当激励关闭时,相干涡结构在惯性作用下继续运动,同时涡尺度和影响范围逐渐变大,向着远离翼面方向耗散的涡能够将诱导的动能传递出去,这有利于射流和主流流的充分掺混,因而起到比恒定射流更有效的抑制分离作用。

## 3 协同射流研究方法

### 3.1 风洞实验研究

协同射流的实验研究中,最初采用外接气源方式实现射流循环,如图4所示。



(a) 吹气端



(b) 吸气端

图4 外接气源方式<sup>[30]</sup>  
Fig. 4 External air source test<sup>[30]</sup>

B. Dano等<sup>[55]</sup>基于风洞实验采用DPIV(Digital Particle Image Velocimetry)流场显示技术和VDA(Vortex Detection Algorithm)涡检测算法开展了协同射流掺混机理的研究,对比了基准翼型失速及施加协同射流控制后的涡结构,发现控制后的失速涡结构区域显著减小。实验获得了协同射流翼型的前后缘湍动能场分布图,结果表明:前缘附近湍动能明显,说明在前缘处存在很高的速度梯度,也表明该处存在很大的湍流掺混;在后缘位置看不到明显的湍动能,这是由于射流对翼型

尾迹动量损失的补充作用使得此处速度梯度减弱。

虽然外接气源的实验方式易于实现,但并不符合协同射流的实际应用情况,此外,外置的气源管路还会影响风洞天平的测量。2017年,Zhang S L等<sup>[56]</sup>采用内置风扇的方式开展了协同射流的内置气源型风洞实验,如图5所示。该实验在翼段内安装了16个小型风扇,实验风速为10 m/s,射流动量系数为0.0813,按照其给出的数据计算射流速度约为25 m/s。



图5 内置气源(涵道风扇)方式<sup>[56]</sup>  
Fig. 5 Internal air source(ducted fan) test<sup>[56]</sup>

2018年,Zha G C等<sup>[57]</sup>也开展了内置气源的协同射流风洞实验,如图6所示。与上述方案不同的是该方案在翼段内安装了5个流道独立的斜流式压气机,该实验另一个目的是验证协同射流翼型的超高升力特性。实验测得最大升力系数可达8.6,超过了所用基础翼型的理论升力系数极限7.6,因此证明了协同射流翼型的超升力特性。根据文献[58]中给出的数据,吹气口速度大约为30 m/s左右。针对该实验方案,文献[59-61]基于超椭圆函数开展了内部管道的设计研究;文献[62-64]分别对实验中的斜流式压气机转子、定子、导流片、气泵区域流道进行了设计。此外,为了使压气机设计状态和吹/吸气管路中的流动状态相匹配,文献[58,65]还开展了斜流式压气机和吹/吸气管路的一体化设计。

关于等离子体协同射流的风洞实验研究,最具代表性的为文献[50]开展的等离子体型协同射流实验,这里简要介绍实验方案。该实验将翼段分为内外两部分,在内部翼段及流道上布置8对等离子体激励器(如图7所示),但该方案最大射流速度是3.28 m/s,远小于上述两种气源型实验方案

的射流速度。

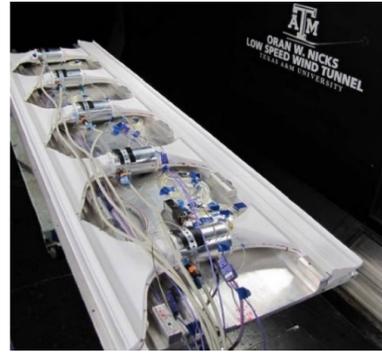


图6 内置气源(压气机)方式<sup>[57]</sup>  
Fig. 6 Internal air source(compressor) test<sup>[57]</sup>

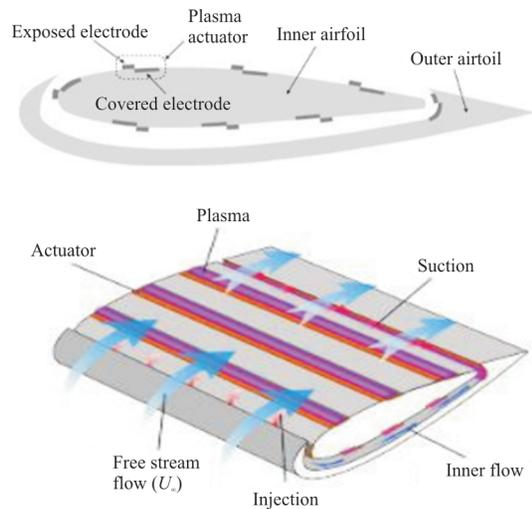


图7 等离子体协同射流<sup>[50]</sup>  
Fig. 7 Plasma co-flow jet<sup>[50]</sup>

本文认为,在协同射流的风洞实验方面应该重点开展内置气源形式的实验研究工作,因为该形式更符合协同射流在机翼上的实际应用需求,而外置气源形式和等离子体无源形式,则可作为内置气源形式的补充。

### 3.2 数值模拟研究

协同射流数值模拟研究中普遍使用的是基于雷诺时均模型的RANS方法。协同射流概念刚提出时就是采用RANS方法来进行增升减阻效果的验证<sup>[23]</sup>,在经过初步验证后才开展了风洞实验以进一步考察其效果<sup>[30-31]</sup>。RANS方法对协同射流翼型升阻力系数的预测结果与实验测定结果趋势基本一致,在小攻角时吻合良好,但在较大攻角时偏差较大。但目前的研究均指出RANS方法能够

定量地反映出规律性结果。例如 Zha G C 等<sup>[66]</sup>通过 RANS 方法对协同射流翼型的尾迹速度型进行了研究,结果表明,小攻角时协同射流翼型的速度损失为负,因此产生了推力,但推力会随攻角的增大而减小。在协同射流翼型和基准翼型的表面等熵马赫数对比中,也可以看出协同射流翼型驻点靠后,翼载荷变大,说明协同射流翼型比基准翼型有更大的环量。文献[33,36]采用 RANS 方法对比了无吸气和有吸气时翼型增升减阻效果及流场特征,表明吸气可进一步增加环量,弥补尾迹损失。

Yang Y 等<sup>[48]</sup>用 RANS 方法计算出了协同射流翼型的超升力现象,又分别从流场云图和涡结构解释了这一现象:脱体后缘涡形成了一个虚拟翼面,虚拟翼面及翼型后缘受脱体驻点的高压影响,再加上翼型前缘附近的超低压吸力峰效应,使得协同射流翼型产生超高升力。Wang Y 等<sup>[67]</sup>采用 RANS 方法对射流喷嘴改大后的协同射流翼型进行了数值模拟,得到了同样的涡结构,并发现在最大升力系数对应的攻角前后在翼型周围呈现不同的涡结构。最大升力系数攻角之前,翼型周围流场是三层涡结构,但是当攻角达到最大升力系数所对应的攻角时,涡结构变为四层,同时第三层涡突然增强。该文献认为第三层涡的突然增强可能是协同射流翼型获得超高升力的原因。

也有部分研究采用非定常 RANS (URANS) 方法对协同射流进行模拟。A. B. Khoshnevis 等<sup>[68]</sup>使用 URANS 方法对协同射流翼型 CFJ0025-065-196 的升阻力极曲线进行预测,与文献[66]中 RANS 计算结果相比,其结果同实验结果的吻合度有所提高,这是由于 URANS 方法对于大攻角流动中的非定常混合过程的捕捉要好于定常 RANS 方法。Xu K W 等<sup>[69]</sup>基于 NASA Hump 外形使用 URANS 方法开展了协同射流的流动控制机理研究,计算得到的协同射流涡量分布规律和文献[67]中 RANS 结果的涡量分布规律基本一致。

若要研究协同射流更精细的流场结构,可以使用 RANS/LES 混合方法(如 DES, DDES, IDDES)或者 LES 方法。Wang B 等<sup>[70]</sup>对比了 DES 方法和 RANS 方法下 NACA0025 协同射流翼型计算结果的区别。升力系数方面,DES 的预测结果明显好于 RANS,尤其是 DES 对失速攻角的预测结果与实验结果基本相同,而 RANS 预测的失速

攻角比实验结果小  $7^\circ$ ,且 DES 对失速后的升力系数预测结果也和实验结果基本相同。对于阻力系数,虽然 DES 方法比 RANS 方法更接近实验结果,但还是存在较明显的差异,这可能是由于对湍流掺混的模拟还不够精确所导致。Gan W B 等<sup>[71]</sup>使用 DDES 方法完成了 NACA0025 协同射流翼型的数值模拟,其结果和文献[70]的 DES 结果基本一致,只是在失速后 DDES 对阻力系数的预测比 DES 方法更接近实验结果。Yang Y 等<sup>[72]</sup>使用 IDDES 方法对 NACA6421 协同射流翼型在大攻角时的超高升力现象进行了模拟,计算所得的流线及超高升力涡结构同文献[67]中 RANS 结果接近,但 IDDES 的结果能够显示出更真实的紊乱流动。H. S. Im 等<sup>[73-74]</sup>则采用 LES 方法对 NACA6421 协同射流翼型进行数值模拟,与 RANS 方法和 RANS/LES 混合方法相比,LES 方法对协同射流翼型的升阻力系数和流场结构预测结果都与实验结果更加吻合。

综上所述,对于附着流或小分离流动,如果仅关注时均结果以及流场基本结构,那么 RANS 方法是更实际的选择。计算量更大的 RANS/LES 混合方法或 LES 方法能够获得更精细的流动结构,可以用于协同射流的机理研究,特别是存在大流动分离的情况。

## 4 协同射流应用研究进展

在应用性研究方面,协同射流流动控制方法已经从最初只关注起降阶段高升力特性发展到了兼顾起降阶段高升力和巡航阶段高气动效率的研究,从升力面增升减阻研究推广到了控制面增升减阻研究,从固定翼拓展到了旋翼、螺旋桨、风力机等旋转叶片研究,从静态失速逐步深入到动态失速研究,从协同射流翼型研究发展到协同射流飞行器设计研究。

### 4.1 亚声速协同射流翼型/机翼研究

在协同射流翼型/机翼应用研究的最初阶段,其在巡航状态(小攻角状态)的(修正)气动效率始终不及无协同射流的基准翼型/机翼<sup>[75]</sup>,但协同射流翼型射流口高度的影响研究显示,较小射流喷口能够起到增加升力系数和失速裕度的作用,而较大射流喷口则对减阻更有效<sup>[30-31,76]</sup>。因此,

Yang Y 等<sup>[48]</sup>选择了两个不同射流口高度的协同射流翼型。结果表明,在巡航阶段较大射流口高度及较小射流动量系数的协同射流翼型可达到基准翼型(修正)气动效率的 1.53 倍,说明协同射流翼型能够在巡航阶段获得高于基准翼型的气动效率。

Yang Y 等<sup>[77]</sup>证明了协同射流机翼同样具备超高升力特性,还研究了协同射流机翼的 Oswald 效率因子,其结果表明协同射流机翼升力系数增加时受诱导阻力的影响远小于普通机翼。这一结论对于协同射流飞行器的设计具有指导意义。Wang Y 等<sup>[67]</sup>则进一步证明,合适的几何参数可以使同一个协同射流翼型同时具备起降状态的超高升力性能和巡航状态的高气动效率,而不需要在不同阶段改变射流口的尺寸。

A. Lefebvre 等<sup>[78-79]</sup>、Wang Y 等<sup>[80]</sup>还开展了亚声速来流马赫数对协同射流翼型气动性能的影响,研究结果显示:在射流不足以形成激波以前,压缩效应使得最大升力系数随着马赫数增大而增大,而阻力系数受马赫数影响不大,功耗随马赫数增大呈减少趋势;当射流形成激波后,虽然最大升力系数还会增加,但失速攻角有所减小,阻力和功耗明显增加。Wang Y 等<sup>[80]</sup>通过减小攻角和射流动量系数避免了协同射流翼型在  $Ma=0.5$  时激波的形成,此时射流速度小于来流速度(是来流速度的 0.68 倍),而当  $Ma=0.15$  时,最佳气动效率对应的射流速度大于来流速度(是来流速度的 1.24 倍),说明在高速情况和低速情况协同射流的控制方式并不相同。

## 4.2 跨声速协同射流翼型/机翼研究

为了提高跨声速超临界翼型的巡航效率,Liu Z 等<sup>[81]</sup>在马赫数 0.729,雷诺数  $6.5 \times 10^6$  的来流条件下开展了跨声速超临界协同射流翼型的数值模拟研究。其研究结果显示,在较小攻角时,超临界协同射流翼型在巡航状态的气动效率超过基准翼型,攻角增大后,由于激波的增强导致较大总压损失,吸气口总压下降,气泵功耗增加,使得气动效率开始略低于基准翼型。尽管如此,这项研究工作还是证明了协同射流翼型在跨声速巡航状态可获得高于基准翼型的气动效率。跨声速超临界协

同射流翼型的射流速度要小于来流速度。流场分析还表明,跨声速超临界协同射流翼型相比于基准翼型激波位置后移,在吸力面有更大的超声速区和更高的前缘马赫数,同时流场最大马赫数没有增加,这都有利于提高翼型的升力系数且不损失气动效率。

S. Dhakal 等<sup>[82]</sup>进一步研究了三个跨声速超临界协同射流翼型的低速气动性能,结果显示超临界协同射流翼型同样具备超高升力特性;M. G. Fernandez 等<sup>[83]</sup>尝试将协同射流布置在超临界翼型激波下游位置以期进一步提高超临界协同射流翼型的巡航气动效率,结果显示,将协同射流安装在激波位置下游后,射流诱导作用使得激波位置向后移动,扩大了上翼面的超声速区域,还减缓了吹气口和吸气口之间由于激波边界层干扰引起的熵增,有利于降低协同射流的功耗,但其增升效果不及前缘吹气、后缘吸气的常规协同射流形式,最终其气动效率也不及常规的协同射流形式。

J. S. Boling 等<sup>[84]</sup>开展了跨声速协同射流机翼气动性能的数值模拟研究,主要考察后掠、射流动量系数展向分布及协同射流在机翼展向的覆盖范围对气动性能的影响,结果表明,半展长以内的高速射流一方面增加了协同射流机翼的升力,另一方面也增加了阻力,但协同射流机翼的射流反作用力能够抵消增大的阻力,使得协同射流机翼的总阻力低于基准机翼,最终协同射流机翼的巡航气动效率比基准机翼高。对于有后掠角的协同射流机翼,由于射流方向和来流方向存在一定角度,使得气动增效不及无后掠的协同射流机翼。此外,针对协同射流机翼在翼梢处无法维持高载荷的现象,该文献还研究了沿展向变射流动量系数方法,发现沿展向逐渐减小射流动量系数的方法有利于提高整个协同射流机翼的气动效率。

## 4.3 超声速协同射流翼型/机翼研究

超声速民用飞机是当前及未来民用航空的研究热点。对超声速民机而言,设计巡航速度越高,低速性能就越难以兼顾。这主要是由于为超声速巡航而设计的大后掠薄机翼不具备优良的低速起降能力。针对这一问题,Lei Z J 等<sup>[85-86]</sup>开展了超声速协同射流薄翼型和超声速协同射流三角翼的研

究工作。文献[85]对比了三种超声速协同射流薄翼型方案,分别为无襟翼协同射流薄翼型,带襟翼协同射流薄翼型和带襟翼串列协同射流薄翼型(分别在主翼和襟翼上串列两个协同射流的方案)。数值模拟结果显示,无襟翼协同射流薄翼型在大攻角时的功耗系数很大,而带襟翼的协同射流薄翼型则能够显著降低功耗,其中带襟翼串列协同射流薄翼型的方案气动效率最高。文献[86]开展了带襟翼超声速协同射流三角翼低速气动性能的研究工作,其结果同样显示,在起降状态将协同射流布置在偏转襟翼上的气动性能要好于将协同射流布置在主翼上。

上述两篇超声速协同射流翼型应用研究的文献都还只是针对其低速起降状态( $Ma=0.1$ ),而对超声速协同射流翼型在巡航状态的研究还没有见到相关报道,但值得一提的是,叶柳青等<sup>[87]</sup>采用了类似协同射流的方法来抑制超声速飞行器产生的声爆。其在翼型下表面前缘附近开口吸气,同时在翼型下表面后缘附近开口吹气,吸气和吹气由内置气泵驱动。虽然与常规协同射流翼型的吹吸气位置颠倒,但其原理还是利用翼面不同位置的压力差及气泵增压来形成射流回路。该研究结果显示,在巡航马赫数为1.7时有效降低了超声速翼型在小攻角范围时的阻力和声爆。

#### 4.4 协同射流在控制面上的应用研究

上述协同射流在升力面不同速域上的应用研究均显示出该方法出色的增升减阻作用。对于飞行器而言,除增升减阻要求以外,良好的操纵品质也是重要的设计指标,而操纵品质又与控制面的气动性能有直接的联系。因此,为提高控制面气动性能,可将主动流动控制方法应用在控制面上。例如将协同射流布置在超声速翼型的偏转襟翼上的方案<sup>[85-86]</sup>便属于协同射流在控制面上的应用。

Zhang J等<sup>[88]</sup>为了减少飞机控制面的尺寸和重量,降低飞行时的能量消耗,开展了带偏转襟翼协同射流控制面翼型及无襟翼协同射流控制面翼型的计算对比。结果表明,应用协同射流后,在不考虑因控制面尺寸和重量减少所带来的附加收益的情况下,协同射流控制面翼型已显示出了低能耗和超高控制能力(Ultra-high Control Authority)。

与协同射流升力面翼型不同之处在于其翼型上下表面都采用协同射流控制,当一侧的协同射流开启时,另一侧关闭。这种构型增加了基准翼型的阻力,因此文献[89]又相应提出了三种减少巡航状态时协同射流控制面翼型阻力的方法。

文献[90-91]还介绍了协同射流垂尾受射流动量系数、来流侧滑角、舵面偏转角影响的研究工作。对于升力控制面,文献[92]还将协同射流用于简单襟翼构型,对比研究了吹/吸气口的几何参数对气动力、气动效率、功耗的影响,其结果表明在简单襟翼上应用协同射流后显著提高了低攻角下的起降特性。

#### 4.5 协同射流在旋转叶片上的应用研究

协同射流的增升减阻作用除用在固定翼飞行器的升力面和控制面外,在直升机旋翼、螺旋桨和风力机叶片上也开展了相关应用研究。文献[93]开展了协同射流旋翼翼型抑制动态失速的相关研究,其结果表明,协同射流旋翼翼型可有效抑制中失速和深失速现象,同时伴随动态失速的抑制,旋翼翼型在大攻角时力矩急剧增加的问题也得以减缓。文献[94]进一步提高来流马赫数,其结果显示较低的射流动量系数可避免力矩系数的振荡。文献[95-96]分别基于OA309和OA212旋翼翼型开展了协同射流的动态失速抑制研究,同样表明协同射流抑制动态失速的有效性。文献[97-98]也开展了协同射流翼型的动态失速研究,发现协同射流对中失速和深失速的控制机理有所不同,并指出将协同射流布置在旋翼桨叶的60%半径以内可实现对桨尖区域的卸载,从而有可能从根本上抑制旋翼桨尖动态失速的发生。杨旭东等<sup>[42]</sup>还开展了基于协同射流技术的临近空间螺旋桨增效研究,研究结果显示,采用桨尖小翼、协同射流及同时采用上述两种方法构建的螺旋桨模型的效率分别比基准模型提高1.8%、5.4%和8.4%。

风力机由于工作在大气边界层内,其来流环境常受地形、大气湍流度、偏航、尾流等因素的影响,使得风力机桨叶时常发生动态失速。因此本文分别开展了协同射流风力机翼型的静态失速抑制研究<sup>[99]</sup>和动态失速抑制研究<sup>[100]</sup>。结果显示,协同射流在风力机叶片的增升减阻控制方面是一种

很具潜力的方法。Zha G C 团队<sup>[101]</sup>进一步以增升和低功耗为目的,研究了协同射流风力机翼型的最佳参数。Sun X 等<sup>[102]</sup>还研究了垂直轴风力机上使用协同射流的效果,同时提出根据攻角间歇性开启或关闭射流以减少功耗的控制方法。

#### 4.6 协同射流概念飞行器设计研究

由于协同射流翼型既可以提供升力还能够产生推力,因此,若完全以协同射流翼型为型面来设计飞行器,则有可能消除飞行器升力系统和推力系统的独立性从而简化机体复杂度,提高飞行器综合性能及效率。Zha G C 等<sup>[103]</sup>提出了无传统发动机的协同射流概念飞行器 ECA(Engineless CFJ Aircraft),如图 8 所示。ECA 为纯电动飞机,采用飞翼布局,协同射流覆盖整个吸力面,全机的推力和升力完全依靠协同射流产生,不额外安装螺旋桨或者喷气发动机。电池和射流增压系统安装在机体内,在飞行任务的不同阶段,通过调节射流强度来控制升力和推力。由于 ECA 动力系统的总压比和质量流率都远低于喷气式发动机,因此可以推断相比于常规喷气式飞行器,ECA 气动效率更高。

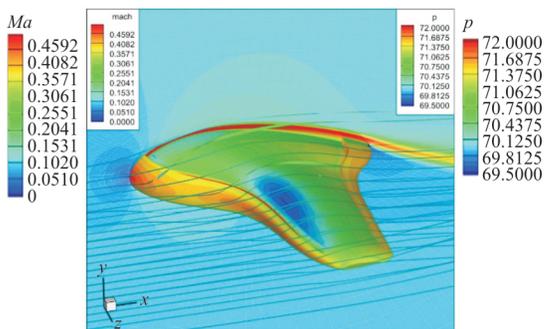


图 8 Engineless CFJ Aircraft (ECA) 示意图<sup>[103]</sup>

Fig. 8 The engineless CFJ aircraft (ECA)<sup>[103]</sup>

文献<sup>[104]</sup>提出了 QUEIA (Quiet Ultra-efficient Integrated Aircraft) 协同射流概念飞行器,如图 9 所示,同样采用飞翼布局且在吸力面上大范围布置协同射流(图中蓝色区域)。与 ECA 不同的是,QUEIA 采用了六个小型喷气式发动机布置在机身后方同时作为飞行器的推力系统和协同射流的增压系统。按照波音 787-8 的飞行任务进行评估后的结果表明,QUEIA 燃油消耗更少,起降距离更短,噪声更小。



图 9 QUEIA 概念飞行器<sup>[104]</sup>

Fig. 9 The QUEIA CFJ aircraft<sup>[104]</sup>

文献<sup>[105-106]</sup>针对当前电动飞机翼载荷和航程受限的问题,在常规电动飞机布局的基础上进行了协同射流的改进工作。改进后的 CFJ-EA 电动飞机(如图 10 所示)在巡航时的翼载荷是改进前的三倍,巡航效率也获得了提高,最大巡航效率达到 24,起降阶段最大升力系数达到了 4.8。

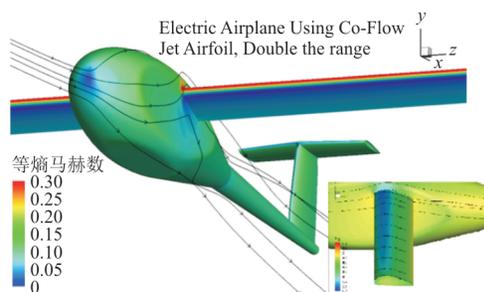


图 10 CFJ-EA 飞机示意图<sup>[105]</sup>

Fig. 10 The CFJ-EA aircraft<sup>[105]</sup>

文献<sup>[107]</sup>开展了基于协同射流的混合动力支线客机 CFJ-HERA (CFJ hybrid electric regional airliner) 分布式电推进的应用研究。如图 11 所示,CFJ-HERA 以支线客机 ATR72-500 为基准,将机翼翼型替换为协同射流翼型。CFJ-HERA 和 ATR72-500 有相同的翼面积和有效载荷,但 CFJ-HERA 有更大的最大载重量以存放燃油和电池。当 CFJ-HERA 展弦比为 20 时,其航程是 ATR72-500 的三倍以上,巡航状态的飞机生产效率是 ATR72-500 的 2.46 倍,气动效率是 ATR72-500 的 1.18 倍。



图 11 CFJ-HERA 支线客机<sup>[107]</sup>

Fig. 11 CFJ-HERA regional airliner<sup>[107]</sup>

文献[108-113]提出了协同射流垂直起降概念飞行器CFJ-VTOL,如图12所示,其采用双翼布局,同时将螺旋桨布置在协同射流机翼之上靠近吹气口的位置。在起降阶段,螺旋桨一方面为静态协同射流机翼提供具有一定速度的来流,另一方面为整机提供一部分升力,其余部分升力则由协同射流产生。CFJ-VTOL起降时的升力不完全依赖螺旋桨动力系统,因此可以减小螺旋桨尺寸,减轻动力系统的重量,这样便能够提高飞行器在巡航状态以及整个任务包线内的气动效率。



图12 CFJ-VTOL垂直起降飞机<sup>[110]</sup>  
Fig. 12 CFJ-VTOL vertical take-off and landing aircraft<sup>[110]</sup>

除上述几款协同射流概念飞行器外,文献[114]提出了一种环形翼的协同射流单人飞行器,文献[115-118]提出了采用协同射流的火星表面探测飞行器,文献[119]将协同射流用在了扑翼飞行器上,限于篇幅这里不作过多介绍。

## 5 协同射流研究的关键问题讨论

虽然协同射流在过去的十余年从概念提出及验证到研究方法的不断完善再到不同层面的应用性研究等方面都得到了较大的发展,但当前的技术成熟度距离实际应用要求还远远不够,还有不少需要着重研究的问题。本文仅结合当前的研究现状提出自己的一些看法。

### (1) 协同射流的气源问题

协同射流概念提出之初,曾有过从飞机发动机引气再回收的方案,但是随着协同射流方法的应用对象越来越多,从发动机引气的方案并不能完全适用。比如将协同射流用在电动飞机上时,气源就必须依靠内置增压泵和气流管路提供。但目前已有研究表明,依靠内置增压泵形成的射流速度并不能满足流动控制的需求,因此如何改进协同射流的气源方案使得射流速度进一步提高是协同射流研究中需要解决的一个关键问题。

### (2) 三维、动态层面的协同射流研究

根据文献已有的研究结论以及研究人员的实际研究经历,协同射流在静态翼型层面以及某些翼型俯仰状态层面都可以得到出色的控制效果。但将协同射流应用于后掠机翼时,由于射流方向与主流方向不同,其控制效果并不理想。另外,将协同射流应用于翼型俯仰状态时,射流受惯性力影响还会发生射流脱体的现象,导致阻力和力矩急剧增大。同时本文推测,将协同射流应用在旋转叶片时,也会受到旋转效应的影响使得控制效果不如预期。因此,后续研究应该加大三维、动态层面的协同射流方法研究。

### (3) 协同射流控制引起的力矩问题

应用协同射流后,由于显著的增升减阻效果,力矩特性将发生明显的改变,如果将协同射流应用在升力面上,则需要重新设计平尾位置、尺寸、偏角以实现配平要求。然而重新设计的平尾又可能会在一定程度上抵消协同射流产生的气动收益。因此,妥善处理应用协同射流后力矩特性的改变也是今后协同射流研究中需要注意的问题。

### (4) 协同射流气动/结构一体化设计及安装问题

当前针对协同射流的研究基本都停留在气动特性分析层面,而在实际应用时,射流孔和吸气孔必然会对协同射流所在翼段、机体等部件的结构强度产生影响。当前的研究都还未涉及到协同射流所在部件的结构强度校核,也没有涉及到协同射流单元内部的结构设计,更未考虑协同射流及其供能系统的设计及安装问题,这极大限制了协同射流方法的技术成熟度。因此,关于协同射流所在部件的气动/结构一体化设计及安装问题也是今后需要面临的关键问题之一。

### (5) 协同射流的功耗问题

作为主动流动控制方法,功耗问题是不可避免。环量控制方法曾在飞行器增升研究方面被寄予厚望,但最终由于高功耗的问题使得对环量控制的应用研究更多地转到了飞行操控领域。虽然相比于环量控制,协同射流方法具有低功耗优势,但当前针对协同射流系统功耗的评估基本停留在翼型、翼段层面。从飞行器设计层面看,评估协同射流在整个飞行任务包线内的能耗情况以及供能系统自身载荷(所需的燃油或者电池、管路、

增压气泵等)对飞行效率的影响都至关重要,直接影响协同射流技术的工程应用价值。因此还需要对协同射流在飞行器设计层面中的功耗评估开展进一步研究。

## 6 结束语

(1) 关于协同射流,在基础研究方面已经建立了考虑射流反推力和功耗的力系数、气动效率、生产效率等指标的计算方法,开展了包括有源型与无源型、连续型与离散型、恒定型与脉冲型等多种射流形式研究,发展了协同射流的风洞实验技术和数值模拟方法。在应用研究方面,已经从升力面增升减阻研究推广到了控制面增升减阻研究,从固定翼拓展到了旋翼、螺旋桨、风力机等旋转叶片研究,从静态失速深入到动态失速研究,从协同射流翼型研究发展到协同射流概念飞行器设计研究。

(2) 在协同射流的风洞实验方面,内置气源方式最符合协同射流的实际应用需求,是下一步的重点工作方向,面临的难点之一便是进一步提高射流速度,需要着重开展增压气泵和内部管路的设计工作。外置气源形式和等离子体激励的无源形式,可作为内置气源形式的补充。

(3) 在协同射流的数值模拟方面,RANS方法是经济且较为可靠的数值模拟方法,可用于初步的流场分析和气动力系数的评估。RANS/LES混合方法好于RANS方法,但对阻力系数的预测还是与实验结果存在一定的偏差。若要获得协同射流更精细的流场结构及更准确的力系数,则推荐使用LES方法。

(4) 协同射流方法应用于亚声速、跨声速翼型的起降阶段和巡航阶段时,可达到高于基准翼型的气动效率和升力系数。应用于超声速翼型的襟翼上时能够有效提高超声速翼型在起降状态时的气动性能。类协同射流方法应用于超声速翼型的巡航状态时,可有效减小超声速翼型巡航状态的声爆和阻力。

(5) 协同射流方法应用于飞行器控制面时,可提高控制面操纵效率,减少控制面尺寸,有利于减轻结构重量。应用于旋转叶片时,可有效提高静态气动性能,抑制动态失速。应用于飞行器设计及改进中时,可使飞行器具备短距起降能力,降低

噪声,提高飞行器的气动效率。

(6) 对于协同射流流动控制方法,今后需要关注气源问题、三维层面和动态层面研究、力矩配平研究、协同射流部件气动/结构一体化设计及安装和功耗等方面的研究。

## 参考文献

- [1] SMITH A. High-lift aerodynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 1975, 12(6): 501-530.
- [2] 翟晨. 大型高抗浪水陆两栖飞机增升装置设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.  
ZHAI Chen. Aerodynamic design of high-lift devices for a large-scale amphibious aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [3] 夏天宇. 增升装置流动特性数值模拟和PIV实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.  
XIA Tianyu. Numerical simulation and PIV experiment study on flow characteristics of high-lift system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [4] 周涛, 李亚林, 党铁红. 民用飞机增升装置中的流动控制技术[J]. *民用飞机设计与研究*, 2013(4): 17-24, 28.  
ZHOU Tao, LI Yalin, DANG Tiehong. Flow control on high-lift devices of civil aircraft[J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2013(4): 17-24, 28. (in Chinese)
- [5] MELTON L, LIN J C, HANNON J, et al. Sweeping jet flow control on the simplified high-lift version of the common research model: AIAA-2019-3726[R]. Dallas: AIAA, 2019.
- [6] PASCHAL K, KEGERISE M A, NEUHART D, et al. Unsteady pressure measurements on a simplified high-lift configuration of the common research model using active flow control: AIAA-2021-1647[R]. US: AIAA, 2021.
- [7] LIN J C, MELTON L P, HANNON J A, et al. Testing of high-lift common research model with integrated active flow control[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(6): 1121-1133.
- [8] MITTAL S, KUMAR B. Flow past a rotating cylinder[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 476: 303-334.
- [9] TOKUMARU P T, DIMOTAKIS P E. The lift of a cylinder executing rotary motions in a uniform flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1993, 255: 1-10.
- [10] GLAUERT M B. The flow past a rapidly rotating circular cylinder[J]. *Proceedings of the Royal Society of London (Series A) Mathematical and Physical Sciences*, 1957, 242: 108-115.
- [11] CHEN Y M, OU Y R, PEARLSTEIN A J. Development of the wake behind a circular cylinder impulsively started into rotatory and rectilinear motion[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2006, 253: 449-484.
- [12] STANSBYR P, RAINEY R C. A CFD study of the dy-

- dynamic response of a rotating cylinder in a current[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2001, 15: 513-521.
- [13] JOHNSTON J P, NISHI M. Vortex generator jets—means for flow separation control [J]. *AIAA Journal*, 1990, 28 (6): 989-994.
- [14] GODARD G, FOUCAUT J M, STANISLAS M. Control of a decelerating boundary layer (Part 2): optimization of slotted jets vortex generators [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2006, 10: 394-400.
- [15] GODARD G, STANISLAS M. Control of a decelerating boundary layer (Part 3): optimization of round jets vortex generators [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2006, 10: 455-464.
- [16] DJOJODIHARDJO H, THANGARAJAH N. Research development and recent patents on aerodynamic surface circulation control—a critical review[J]. *Recent Patents on Mechanical Engineering*, 2014, 7: 1-37.
- [17] ENGLAR R J, SMITH M J, KELLEY S M, et al. Application of circulation control to advanced subsonic transport aircraft (Part I): airfoil development [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31: 1160-1168.
- [18] XU H Y, QIAO C L, YANG H Q, et al. Active circulation control on the blunt trailing edge wind turbine airfoil[J]. *AIAA Journal*, 2017, 56: 554-570.
- [19] SMITH B L, GLEZER A. The formation and evolution of synthetic jets[J]. *Physics of Fluids*, 1998, 10: 2281-2297.
- [20] 罗振兵, 夏智勋, 邓雄, 等. 合成双射流及其流动控制技术研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(2): 252-264.
- LUO Zhenbing, XIA Zhixun, DENG Xiong, et al. Research progress of dual synthetic jets and its flow control technology[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(2): 252-264. (in Chinese)
- [21] VIETS H. Flip-flop jet nozzle [J]. *AIAA Journal*, 1975, 13: 1375-1379.
- [22] 孙启翔, 王万波, 黄勇. 吸气-振荡射流激励器振荡特性研究[J]. *航空学报*, 2022, 43(4): 125627.
- SUN Qixiang, WANG Wanbo, HUANG Yong. Oscillation characteristics of suction and oscillatory blowing actuator [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(4): 125627. (in Chinese)
- [23] ZHA G C, PAXTON C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet: AIAA-2004-2208 [R]. Portland: AIAA, 2004.
- [24] CAR D, KUPROWICZ N J, ESTEVADEORDAL J, et al. Stator diffusion enhancement using a re-circulating co-flowing steady jet: ASME-GT2004-53086 [R]. Vienna: ASME, 2004.
- [25] ABBOTT I H, DOENHOFF A V, STIVERS L J. Summary of airfoil data: NACA-L5005 [R]. USA: Technical Report Archive & Image Library, 1945.
- [26] YOUNG A D. The aerodynamic characteristics of flaps: ARC-RM-2622 [R]. London: ARC, 1947.
- [27] CAHILL J F. Summary of section data on trailing-edge high-lift devices: NACA-RM-L8D09 [R]. USA: NACA, 1949.
- [28] HOWARTH L. Theory of wing sections [J]. *Physics Bulletin*, 1960, 11(10): 279-279.
- [29] BURNAZZI M. Design of Efficient high-lift configurations with coanda flaps [D]. Brunswick, Lower Saxony, Germany: TU Braunschweig, 2017.
- [30] ZHA G C, CARROLL B F, PAXTON C D, et al. High performance airfoil using co-flow jet flow control: AIAA-2005-1260 [R]. Reno: AIAA, 2005.
- [31] ZHA G C, PAXTON C D, CONLEY C A, et al. Effect of injection slot size on the performance of co-flow jet airfoil [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4): 987-995.
- [32] ZHA G C, WEI G. Analysis of jet effects on co-flow jet airfoil performance with integrated propulsion system: AIAA-2006-0102 [R]. Reno: AIAA, 2006.
- [33] ZHA G C, GAO W, PAXTON C D. Jet effects on co-flow jet airfoil performance [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45: 1222-1231.
- [34] RACHMAN A, TSAI H M, ZHA G C. Application of co-flow jet concept on thin airfoil at high angle of attack: AIAA-2006-2849 [R]. San Francisco: AIAA, 2006.
- [35] CHNG T L, RACHMAN A, TSAI H M, et al. Flow control of an airfoil via injection and suction [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(1): 291-300.
- [36] ZHA G C, GAO W, PAXTON C D, et al. Numerical investigations of co-flow jet airfoil with and without injection: AIAA-2006-1061 [R]. Reno: AIAA, 2006.
- [37] 刘沛清, 旷建敏, 屈秋林. 联合射流控制技术的增升效果和机理 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(6): 737-740.
- LIU Peiqing, KUANG Jianmin, QU Qiulin. Effect and mechanism of lift enhancement of co-flow jet technology [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(6): 737-740. (in Chinese)
- [38] 张明昊, 袁昌盛, 田振东, 等. 共流吹气技术发展与应用研究 [J]. *航空工程进展*, 2019, 10(2): 147-153, 186.
- ZHANG Minghao, YUAN Changsheng, TIAN Zhendong, et al. Research on development and application of the coflow jet technology [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(2): 147-153, 186. (in Chinese)
- [39] 葛铭伟, 柯炜铭, 田德. 基于同向射流技术的风力机翼型增升减阻研究 [J]. *太阳能学报*, 2019, 40(12): 3587-3593.
- GE Mingwei, KE Weiming, TIAN De. Study on lift enhancement and drag reduction of wind turbine airfoil with co-flow jet [J]. *Acta Energetica Solaris Sinica*, 2019, 40(12): 3587-3593. (in Chinese)
- [40] 宋超, 杨旭东, 朱敏. 基于离散协同射流的翼型增升减阻

- 方法[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 46-49, 53.
- SONG Chao, YANG Xudong, ZHU Min. Discrete co-flow jet technology for airfoil lift enhancement and drag reduction [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2014, 44(2): 46-49, 53. (in Chinese)
- [41] 宋超, 杨旭东, 朱敏, 等. 应用离散型协同射流的翼型增升减阻研究[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(2): 191-196.
- SONG Chao, YANG Xudong, ZHU Min, et al. Investigating lift increase and drag reduction for airfoils using discrete CFJ(Co-flow jet)[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2015, 33(2): 191-196. (in Chinese)
- [42] 朱敏, 杨旭东, 宋超, 等. 应用协同射流控制的临近空间螺旋桨高增效方法[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1549-1559.
- ZHU Min, YANG Xudong, SONG Chao, et al. High synergy method for near space propeller using co-flow jet control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(6): 1549-1559. (in Chinese)
- [43] 许建华, 李凯, 宋文萍, 等. 低雷诺数下协同射流关键参数对翼型气动性能的影响[J]. 航空学报, 2018, 39(8): 1-18.
- XU Jianhua, LI Kai, SONG Wenping, et al. Influence of co-flow jet key parameters on airfoil aerodynamic performance at low Reynolds number[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8): 1-18. (in Chinese)
- [44] 史子颀, 许和勇, 郭润杰, 等. 协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 28-41.
- SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie, et al. Application research of flow control using co-flow jet on a vertical tail[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(1): 28-41. (in Chinese)
- [45] 张顺磊, 杨旭东, 宋笔锋, 等. 应用协同射流原理的旋翼翼型增升减阻试验研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 44-51, 67.
- ZHANG Shunlei, YANG Xudong, SONG Bifeng, et al. Experiment study on lift increase and drag reduction of rotor airfoil using co-flow jet[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2021, 12(4): 44-51, 67. (in Chinese)
- [46] LEFEBVRE A M, ZHA G C. Co-flow jet airfoil trade study part I: energy consumption and aerodynamic efficiency: AIAA-2014-2682[R]. Atlanta: AIAA, 2014.
- [47] LEFEBVRE A M, ZHA G C. Co-flow jet airfoil trade study part II: moment and drag: AIAA-2014-2386[R]. Atlanta: AIAA, 2014.
- [48] YANG Y, ZHA G C. Super-lift coefficient of active flow control airfoil: what is the limit: AIAA-2017-1693[R]. Grapevine: AIAA, 2017.
- [49] WANG J J, CHOI K S, FENG L H, et al. Recent developments in DBD plasma flow control[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 62: 52-78.
- [50] LI B, MENG X S, HUI W W, et al. Airfoil performance enhancement with a novel flow control method of SDBD plasma co-flow jet: AIAA-2020-2957[R]. US: AIAA, 2020.
- [51] DANO B, ZHA G C, CASTILLO M. Experimental study of co-flow jet airfoil performance enhancement using discrete jets: AIAA-2011-0941[R]. Orlando: AIAA, 2011.
- [52] DANO B, LEFEBVRE A, ZHA G C. Mixing mechanism of a discrete co-flow jet airfoil: AIAA-2011-3097[R]. Honolulu: AIAA, 2011.
- [53] 巩文秀. 脉冲射流流动控制方法初步研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
- GONG Wenxiu. Preliminary investigations of flow control using pulsed jet [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [54] ZHANG Y Z, XU H Y, CHU Y W, et al. Two-dimensional numerical study of the pulsed co-flow jet[J]. *Fluid Dynamics*, 2021, 56(3): 361-370.
- [55] DANO B, KIRK D, ZHA G C. Experimental investigation of jet mixing of co-flow jet airfoil: AIAA-2010-4421[R]. Chicago: AIAA, 2010.
- [56] ZHANG S L, SONG B F, YANG X, et al. Numerical and experimental study of the co-flow jet airfoil performance enhancement: AIAA-2017-1694[R]. Grapevine: AIAA, 2017.
- [57] ZHA G C, YANG Y, YAN R, et al. Super-lift and thrusting airfoil of co-flow jet actuated by micro-compressors: AIAA-2018-3061[R]. Atlanta: AIAA, 2018.
- [58] XU K W, MCBREEN B, YAN R, et al. Analysis of micro-compressor performance with integrated co-flow jet airfoil ducting system: AIAA-2020-0047[R]. Orlando: AIAA, 2020.
- [59] YAN R, ZHA G C. Simulation of 3D co-flow jet airfoil with embedded micro-compressor actuator: AIAA-2018-0330[R]. Kissimmee: AIAA, 2018.
- [60] YAN R, ZHA G C. Design of injection and suction ducts for co-flow jet airfoils with embedded micro-compressor actuator: AIAA-2018-3062[R]. Atlanta: AIAA, 2018.
- [61] YAN R, ZHA G C. Design of injection jet span profile for co-flow jet airfoil: AIAA-2019-0589[R]. Atlanta: AIAA, 2019.
- [62] XU K W, ZHA G C. Design of high specific speed mixed flow micro-compressor for co-flow jet actuators: ASME-GT2019-90980[R]. Phoenix: ASME, 2019.
- [63] XU K W, ZHA G C. Improving efficiency of co-flow jet micro-compressor actuator outlet guide vanes and nozzle: AIAA-2019-3495[R]. Dallas: AIAA, 2019.
- [64] XU K W, ZHA G C. Study of axial groove casing treatment for co-flow jet micro-compressor actuators: AIAA-2021-1560[R]. US: AIAA, 2021.
- [65] BARRIOS P A, YAN R, XU K W, et al. Design of 3D co-flow jet airfoil with integrated micro-compressor for high op-

- erating efficiency at cruise condition: AIAA-2021-2581 [R]. US: AIAA, 2021.
- [66] ZHA G C, WEI G, PAXTON C. Numerical simulation of co-flow jet airfoil flows: AIAA-2006-1060 [R]. Reno: AIAA, 2006.
- [67] WANG Y, ZHA G C. Study of super-lift coefficient of co-flow jet airfoil and its power consumption: AIAA-2019-3652[R]. Dallas: AIAA, 2019.
- [68] KHOSHNEVIS A B, YAZDANI S, SALIMIPOUR E. Analysis of co-flow jet effects on airfoil at moderate Reynolds numbers[J]. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 58(3): 685-695.
- [69] XU K W, YAN R, ZHA G C. Separation control by co-flow wall jet: AIAA-2021-2946[R]. US: AIAA, 2021.
- [70] WANG B, ZHA G C. Detached-eddy simulation of a co-flow jet airfoil at high angle of attack[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(5): 1495-1502.
- [71] GAN W B, ZHOU Z, XU X P, et al. Delayed detached-eddy simulation and application of a co-flow jet airfoil at high angle of attack[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, 444/445: 270-276.
- [72] YANG Y, ZHA G C. Improved delayed detached eddy simulation of super-lift flow of co-flow jet airfoil: AIAA-2018-0314[R]. Kissimmee: AIAA, 2018.
- [73] IM H S, ZHA G C, DANO B. Investigation of co-flow jet airfoil mixing mechanism using large eddy simulation: AIAA-2011-3098[R]. Honolulu: AIAA, 2011.
- [74] IM H S, ZHA G C, DANO B. Large eddy simulation of co-flow jet airfoil at high angle of attack[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2014, 136(2): 122-136.
- [75] LEFEBVRE A M, ZHA G C. Trade study of 3D co-flow jet wing for cruise and takeoff/landing performance: AIAA-2016-0570[R]. San Diego: AIAA, 2016.
- [76] WANG B, HADDOUKESSOUNI B, LEVY J, et al. Numerical investigations of injection-slot-size effect on the performance of co-flow jet airfoils [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(6): 2084-2091.
- [77] YANG Y, ZHA G C. Numerical investigation of ultra-high lift coefficient co-flow jet wing without flaps: AIAA-2018-2054[R]. Kissimmee: AIAA, 2018.
- [78] LEFEBVRE A, DANO B, DIFRONZO M, et al. Performance of a co-flow jet airfoil with variation of Mach number: AIAA-2013-0490[R]. Dallas: AIAA, 2013.
- [79] LEFEBVRE A, DANO B, BARTOW W B, et al. Performance and energy expenditure of co-flow jet airfoil with variation of Mach number[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(6): 1757-1767.
- [80] WANG Y, ZHA G C. Study of Mach number effect for 2D co-flow jet airfoil at cruise conditions: AIAA-2019-3169 [R]. Dallas: AIAA, 2019.
- [81] LIU Z, ZHA G C. Transonic airfoil performance enhancement using co-flow jet active flow control: AIAA-2016-3472[R]. Washington D. C. : AIAA, 2016.
- [82] DHAKAL S, YANG Y, ZHA G C, et al. Numerical investigation of low speed performance of transonic co-flow jet airfoil: AIAA-2017-3249[R]. Denver: AIAA, 2017.
- [83] FERNANDEZ M G, HOFFMANN J, ZHA G C. Transonic super-critical airfoil enhancement by co-flow jet downstream of normal shock: AIAA-2018-3376 [R]. Atlanta: AIAA, 2018.
- [84] BOLING J S, ZHA G C. Numerical investigation of co-flow jet 3D transonic wings: AIAA-2021-2585 [R]. US: AIAA, 2021.
- [85] LEI Z J, ZHA G C. Lift enhancement of supersonic thin airfoil at low speed by co-flow jet active flow control: AIAA-2021-2591[R]. US: AIAA, 2021.
- [86] LEI Z J, ZHA G C. Lift enhancement for highly swept 3D delta wing at low speed using co-flow jet flow control: AIAA-2021-2559[R]. US: AIAA, 2021.
- [87] 叶柳青, 叶正寅, 马博平. 降低超声速飞行器声爆的一种主动控制方法[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(3): 566-575.  
YE Liuqing, YE Zhengyin, MA Boping. An active control method for reducing sonic boom of supersonic aircraft [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(3): 566-575. (in Chinese)
- [88] ZHANG J, XU K, YANG Y, et al. Aircraft control surfaces using co-flow jet active flow control airfoil: AIAA-2018-3067[R]. Atlanta: AIAA, 2018.
- [89] XU K W, ZHANG J, ZHA G C. Drag minimization of co-flow jet control surfaces at cruise conditions: AIAA-2019-1848[R]. San Diego: AIAA, 2019.
- [90] XU K W, ZHA G C. High control authority 3d aircraft control surfaces using co-flow jet: AIAA-2019-3168[R]. Dallas: AIAA, 2019.
- [91] XU K W, ZHA G C. High control authority three-dimensional aircraft control surfaces using co-flow jet[J]. *Journal of Aircraft*, 2021, 58(1): 72-84.
- [92] ZHI H, ZHU Z, LU Y, et al. Aerodynamic performance enhancement of co-flow jet airfoil with simple high-lift device [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(9): 143-155.
- [93] LEFEBVRE A, ZHA G C. Numerical simulation of pitching airfoil performance enhancement using co-flow jet flow control: AIAA-2013-2517[R]. San Diego: AIAA, 2013.
- [94] LEFEBVRE A, ZHA G C. Pitching airfoil performance enhancement using co-flow jet flow control at high Mach number: AIAA-2014-0195[R]. Maryland: AIAA, 2014.
- [95] YANG X D, JIANG W R, ZHANG S L. Analysis of co-flow jet effect on dynamic stall characteristics applying to rotor airfoils[C]// 2018 4th International Conference on Mechanical and Aeronautical Engineering. Bangkok: ICMAE,

- 2019.
- [96] LIU J, CHEN R, QIU R, et al. Study on dynamic stall control of rotor airfoil based on co-flow jet [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020(5): 1-15.
- [97] 杨慧强, 许和勇, 叶正寅. 基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(4): 120-130.  
YANG Huiqiang, XU Heyong, YE Zhengyin. Study on the flow control of the airfoil dynamic stall using the co-flow jet [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(4): 120-130. (in Chinese)
- [98] 杨慧强. 基于联合射流技术的流动控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.  
YANG Huiqiang. Numerical investigations of flow control method based on co-flow jet [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [99] XU H Y, XING S L, YE Z Y. Numerical study of the S809 airfoil aerodynamic performance using a co-flow jet active control concept [J]. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 2015, 7(2): 112-125.
- [100] XU H Y, QIAO C L, YE Z Y. Dynamic stall control on the wind turbine airfoil via a co-flow jet [J]. *Energies*, 2016, 9(6): 429.
- [101] XU K W, ZHA G C. Investigation of co-flow jet active flow control for wind turbine airfoil: AIAA-2020-2492[R]. US: AIAA, 2020.
- [102] SUN X, XU Y, HUANG D. Numerical simulation and research on improving aerodynamic performance of vertical axis wind turbine by co-flow jet [J]. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 2019, 11(1): 13303.
- [103] AGUIRRE J, WANG B Y, ZHA G C. Conceptual design and study of "Engineless" airplane using co-flow jet airfoil: AIAA-2007-4441[R]. Miami: AIAA, 2007.
- [104] ZHA G C, ASPE S, DUSSLING J, et al. Quiet ultra-efficient integrated aircraft using co-flow jet flow control: AIAA-2009-1437[R]. Orlando: AIAA, 2009.
- [105] LEFEBVRE A M, ZHA G C. Design of high wing loading compact electric airplane utilizing co-flow jet flow control: AIAA-2015-0772[R]. Kissimmee: AIAA, 2015.
- [106] YANG Y, ZHA G C. Numerical investigation of performance improvement of the co-flow jet electric airplane: AIAA-2018-4208[R]. Atlanta: AIAA, 2018.
- [107] YANG Y, ZHA G C. Conceptual design of the co-flow jet hybrid electric regional airplane: AIAA-2019-1584 [R]. San Diego: AIAA, 2019.
- [108] ZHA G C, YAN R, GAN J, et al. A high efficiency low noise VTOL/ESTOL concept using co-flow jet airfoil: AIAA-2019-4467[R]. Indianapolis: AIAA, 2019.
- [109] YAN R, ZHA G C. High efficiency integrated propeller-co-flow jet airfoil in cruise: AIAA-2020-0787 [R]. Orlando: AIAA, 2020.
- [110] BOLING J S, ZHA G C, ZEUNE C. A high-speed, high-efficiency VTOL concept using co-flow jet airfoil: AIAA-2020-2792[R]. US: AIAA, 2020.
- [111] YAN R, WANG Y, ZHA G C. High efficiency tandem propeller-coflow jet airfoil system in cruise: AIAA-2020-2779 [R]. US: AIAA, 2020.
- [112] BOLING J S, ZHA G C. Numerical investigation of longitudinal static stability of a high-speed tandem-wing VTOL vehicle using co-flow jet airfoil: AIAA-2021-1732[R]. US: AIAA, 2021.
- [113] YAN R, ZHA G C. Performance enhancement by tandem wings interaction of co-flow jet aircraft: AIAA-2021-1823 [R]. US: AIAA, 2021.
- [114] CORONADO P, CUFFIE B, SAER D, et al. Conceptual design of a personal aerial vehicle using co-flow jet airfoil: AIAA-2007-4442[R]. Miami: AIAA, 2007.
- [115] AGUIRRE J, CASADO V, CHAMIE N, et al. Mars intelligent reconnaissance aerial and ground explorer (MIRAGE): AIAA-2007-0244[R]. Reno: AIAA, 2007.
- [116] ZHA G C, HAEFNER K M, HAYTON B M, et al. Mars aerial nuclear global landing explorer: a global mobility and multi-mission platform: AIAA-2014-3820[R]. Cleveland: AIAA, 2014.
- [117] STERLING R, ZAKI S, AGREDA R, et al. Mars robotic global exploration network: AIAA-2016-5600 [R]. Long Beach: AIAA, 2016.
- [118] BYRD C, EMMANUEL M, ORTIZ V D, et al. Conceptual design of a high endurance rotating-wing mars exploration spacecraft (HERMES): AIAA-2021-0145 [R]. US: AIAA, 2021.
- [119] WU T, SONG B F, SONG W P, et al. Aerodynamic performance enhancement for flapping airfoils by co-flow jet [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(10): 2535-2554.

#### 作者简介:

许和勇(1980—),男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学,流动控制,气动光学。

马成宇(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:流动控制。

(编辑:马文静)