

# 基于人在环实验的分布式翼身融合飞机临近失速特性研究

邓宇龙<sup>1</sup> 唐鹏<sup>1,2\*</sup> 黄兀镔<sup>1</sup> 李嘉璇<sup>2</sup>

1 北京航空航天大学 交通科学与工程学院

2 杭州市北京航空航天大学国际创新研究院 (北京航空航天大学国际创新学院)

DOI:10.32629/etd.v6i5.16917

**[摘要]** 针对分布式推进翼身融合(BWB)飞机在临近失速状态下的飞行特性,建立了非线性六自由度动力学模型,并开展了人在环仿真实验。结果表明:在临近失速条件下,分布式BWB飞机因俯仰力矩静不稳定及机身升力补偿,表现出机头上仰和速度快速下降特征,这与传统管翼式飞机的机头下沉失速现象不同,且会加剧失速发展;此外,受边界层抽吸(BLI)效应影响,其失速速度与动力状态密切相关,随推力减小而显著增大。基于上述特性,本文提出了适用于分布式BWB飞机的失速判定方法及飞行安全建议。

**[关键词]** 分布式推进;翼身融合布局;临近失速;符合性方法;人在环仿真

**中图分类号:** V423.8 **文献标识码:** A

## Near-Stall Characteristics of Distributed Propulsion Blended-Wing-Body Aircraft Based on Human-in-the-Loop Experiments

Yulong Deng<sup>1</sup> Peng Tang<sup>1,2\*</sup> Wubin Huang<sup>1</sup> Jiaxuan Li<sup>2</sup>

1 School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing

2 Hangzhou Beihang University International Innovation Research Institute, Hangzhou

**[Abstract]** This study investigates the near-stall flight characteristics of a distributed propulsion Blended-Wing-Body(BWB) aircraft through nonlinear six-degree-of-freedom dynamic modeling and human-in-the-loop simulation. The results indicate that, under near-stall conditions, the distributed BWB configuration exhibits a rapid nose-up tendency due to pitch static instability and compensation from fuselage lift. This phenomenon differs from the typical nose-down stall behavior specified in current airworthiness regulations and can exacerbate the stall progression. Furthermore, influenced by the Boundary Layer Ingestion (BLI) effect, the stall speed of the distributed BWB aircraft is strongly correlated with the power setting, increasing significantly as thrust is reduced.

**[Key words]** Distributed propulsion; blended-wing-body layout; Approaching Stall; compliance method; Human-in-the-Loop Simulation

翼身融合(Blended Wing Body, BWB)布局因其独特的整体外形,可在巡航状态下显著提高升阻比,被视为新一代绿色民机的重要候选构型之一<sup>[1]</sup>。分布式推进技术通过在翼后缘或机身表面均匀布置多台中小推力涵道风扇,与翼身融合布局一体化设计,不仅能够优化推力分布和推进冗余,还能为气动外形设计提供更高的自由度<sup>[2]</sup>。

在翼身融合分布式推进这一组合构型中,边界层抽吸(Boundary Layer Ingestion, BLI)是提升整机气动关键机理。BLI利用推进器吸入机体表面的低速高湍流附面层,将其加速排出,不仅可降低推进所需的有效能量,还能在一定迎角范围内改善尾缘压力恢复与整体气动效率<sup>[3]</sup>。然而,BLI效果高度依赖于来流条件和推进系统功率,当迎角或推进系统工作状态

发生变化时,可能引起气动中心位置和俯仰力矩特性的显著变化<sup>[4]</sup>。

对于采用分布式推进翼身融合布局的民用飞机(以下简称分布式BWB飞机)而言,临近失速阶段的飞行特性对整机安全性至关重要。与传统管翼布局相比,该构型在较高迎角状态下随BLI作用大小不同,俯仰力矩系数也表现出在不同迎角处出现俯仰静稳定性丧失的现象,导致其在超过失速迎角时出现非预期的机头上仰现象<sup>[5-7]</sup>。而且,此时由于升力系数并未下降,其飞行高度也就得以维持,这会导致飞行速度进一步下降,加剧失控风险。本文将引入飞行模拟器的人在环模拟实验,研究分布式推进翼身融合布局临近失速的飞行特性,提出安全建议。

### 1 临近失速气动特性分析

1.1 临近失速的基本气动特性对比分析

对于传统“管翼式”布局的常规运输类飞机而言,其俯仰力矩系数 $C_m$ 随迎角的变化通常保持单调递减直至失速迎角附近。在绝大多数情况下,失速迎角处出现 $C_m$ 的反向增加,往往伴随整体升力系数 $C_L$ 的显著衰减以及机翼大范围流动分离,即典型的失速状态<sup>[8]</sup>,这种特征决定了常规构型在失速迎角之前仍具有纵向稳定性,而且一般升力随迎角的下降同时伴随着俯仰静稳定性的丧失,如图1所示。

与之相对的是,分布式推进翼身融合构型在临近失速迎角下可能呈现出另一类气动特征:在整体升力系数随迎角增加尚未显著下降,就会出现俯仰静不稳定现象<sup>[9]</sup>。这是由于抽吸作用增强了机身部分的升力,延缓了升力损失,但实际上此时已经发生了气流分离导致的失速现象,所以飞机会丧失俯仰静稳定性。因此,为了与常规管翼飞机对比,本文将丧失俯仰静安定性处的迎角定义为分布式BWB飞机的失速迎角。

这种升力系数和俯仰力矩系数不同步转折的现象受分布式BWB飞机气动中心前移、展向分离模式变化以及尾部压力恢复减弱等因素影响<sup>[10]</sup>,导致飞机临近失速时出现危险的抬头趋势,进而提高了飞行安全风险。图1展示了常规飞机与分布式BWB飞机在不同迎角下的升力系数( $C_L$ )和俯仰力矩系数( $C_m$ )对比曲线,如图1所示,分布式BWB飞机在临近失速时,随迎角增加升力系数未减小,且出现了俯仰静稳定性丧失的现象。

总之,常规管翼飞机主要表现为升力系数随迎角增大迅速下降,而分布式BWB飞机的升力系数随迎角增大仍然继续增大。因此,分布式BWB构型飞机的失速迎角不应继续定义为升力线斜率下降的迎角,而应该定义为俯仰静稳定性丧失的迎角。

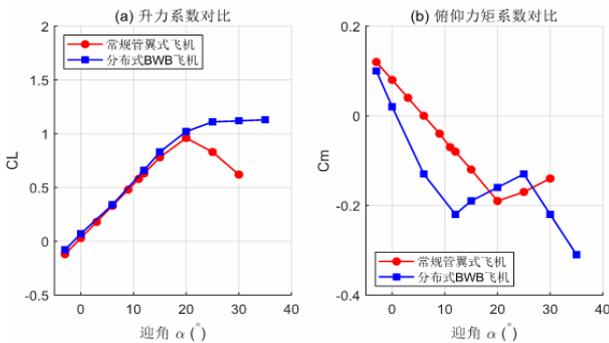


图1 升力及俯仰力矩系数对比

1.2 BLI效应的影响分析

分布式推进与边界层抽吸(BLI)技术通过改变尾部和上表面的流场,对上述机理具有显著影响。在正常通流率下,BLI吸入机体表面的低速边界层并加速排出,可改善尾部压力恢复,延缓 $C_m(\alpha)$ 失稳的迎角,即失速迎角。然而,当通流率下降时,此效应会减弱甚至消失,进而当通流率进一步下降甚至堵塞时,尾部流场畸变反而可能提前诱发俯仰力矩失稳<sup>[11]</sup>。

因此,分布式BWB构型下发动机的工作状态会影响失速迎角<sup>[12]</sup>。图2展示了分布式BWB飞机在不同推进系统状态下的俯仰力

矩系数( $C_m$ )随迎角( $\alpha$ )以及升力系数( $C_L$ )的典型变化规律。如图所示,推进系统功率越小,失速迎角越小,失速迎角下的升力系数也越小。

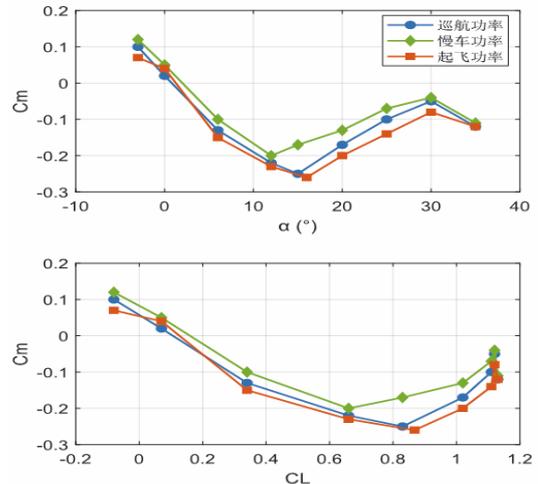


图2 不同功率下 $C_m(\alpha)$ 变化规律

综上所述,分布式推进翼身融合飞机的临近失速气动特性不仅取决于几何布局和基准气动外形,还显著受推进系统工况的影响。在该构型下,失速迎角随动力系统功率减小而减小。

2 分布式BWB飞机失速演示人在环仿真实验

根据适航规章CCAR25.201失速演示条款的规定,当固有的飞行特性向驾驶员显示清晰可辨的飞机失速现象时,飞行员可以通过正常的驾驶方法改出失速。分布式BWB飞机在失速迎角下丧失俯仰静稳定性会导致飞机出现抬头趋势,即飞机的迎角和俯仰角迅速增加,速度持续减小。对于分布式BWB构型飞机而言,飞行员发现飞机异常上仰现象后再进行改出操作是否还能正常改出失速需要进一步研究。

因此,本研究采用人在环仿真手段,确定如果不加入失速告警系统,驾驶员是否可以通过分布式BWB飞机的固有飞行特性识别并改出失速。人在环仿真平台如图3所示,平台包括仿真模型,即分布式BWB飞机的动力学模型,该模型包括飞机的基本气动和推力特性、抽吸作用对气动特性的影响,以及故障模式注入;操纵系统、视景系统、作动平台,三者共同模拟实际飞行的感觉,便于专业飞行员在拟真环境下进行失速演示试飞模拟,如图3所示。



图3 六自由度飞行模拟机器人在环仿真平台

通过失速演示人在环仿真实验确定分布式BWB构型飞机临近失速特性,与常规管翼式飞机失速特性有何区别。此外还能确定不同动力下,失速速度是否发生变化,变化规律如何。

2.1 临近失速人在环仿真实验

根据CCAR25.201失速演示条款确定仿真实验方案如下:在进场构型下,在1000米高度以100m/s速度平飞进入,稳定后收油门至零,仅以缓慢带杆的方式使飞机速度逐渐减小,迎角逐渐增大,直到飞机出现非预期的运动,则认定为失速。

仿真结果如图4所示,在无动力状态下保持平飞,缓慢带杆使飞机减速,常规管翼式飞机在迎角达到失速迎角后,会表现出明显的机头下沉和高度下降,同时速度有所回升,这符合规章中描述的失速现象;而分布式BWB飞机在迎角达到失速迎角后,则表现为快速的机头上仰,飞行高度维持不变,速度进一步下降。

由此可见,分布式BWB飞机表现出和常规管翼式飞机不同的失速现象,这与适航规章中的现象不一致。这是由于尽管在失速迎角处丧失了俯仰静稳定性,但是整机升力随迎角仍然持续增大,依然能够维持飞行高度,但是后果是飞行速度加剧下降,更加不易察觉和难以恢复。

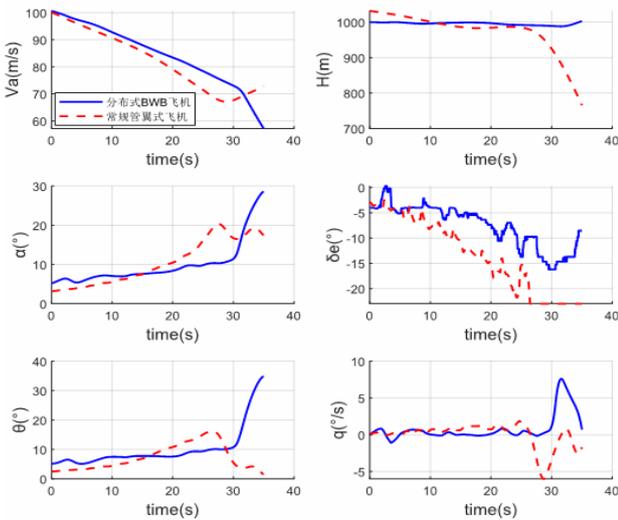


图4 分布式BWB飞机和常规飞机平飞失速对比

2.2 动力状态对失速速度的影响

为了进一步探究动力状态对失速特征的影响,在无动力、10%油门和20%油门三种动力状态下开展了上述失速演示试验。结果如图5所示:不同动力状态下,失速对应的飞行速度存在差异;随着动力增加,失速对应的速度边界向更低速度偏移,表明BLI效应对失速边界的延迟作用。

依据CCAR25.103失速速度(b)的规定,飞机的失速速度一般在发动机慢车工况下测定,若能够表明产生的推力导致失速速度明显下降(超过0.5m/s),此时应取零推力下测定的失速速度。如图5所示,将分布式BWB飞机俯仰角速度达到最大值的拐点速度作为失速速度,则在不同动力状态下失速速度存在明显差异,20%油门下的失速速度为68m/s,无动力状态下的失速速度为71m/s,因此动力对失速边界的影响不可忽略。

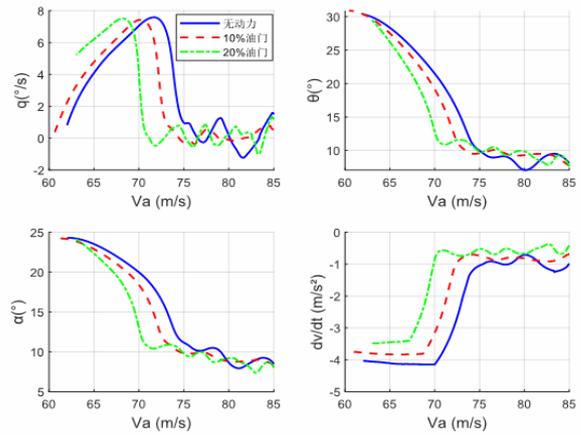


图5 不同动力下的失速演示对比

3 分布式BWB飞机临近失速飞行安全分析

3.1 失速判定

由于分布式BWB飞机失速表现并不是典型机头下沉,而是表现出失速迎角处机头快速上仰和减速,如图5所示,分布式BWB飞机失速时,飞机俯仰角速度和减速率均出现快速增加,无法再依据CCAR-25部<sup>[13]</sup>第25.201条失速演示中所规定通过不能即刻阻止的机头下沉现象确定失速。根据分布式BWB飞机失速后机头快速上仰并减速的特性,应当以不能即刻阻止的机头上仰和减速来判定分布式BWB飞机失速。

因此,分布式BWB飞机失速判定方法为,在临近失速的飞行速度区间飞行时,俯仰角速度和减速率超过某个阈值时,表明飞机存在快速上仰和减速风险,此时可判定飞机失速。

3.2 失速改出

通过失速演示和改出的仿真实验确定分布式BWB飞机失速改出的时机和操作方法,实验方案如下:飞机在平飞状态下驾驶员收油门并缓慢拉杆使飞机进入失速,分别在2°/s,6°/s俯仰角速度阈值下进行仅推杆或推杆增加油门的改出操作,同时与提前进行推杆改出操作进行对比,得到结果如图6所示。

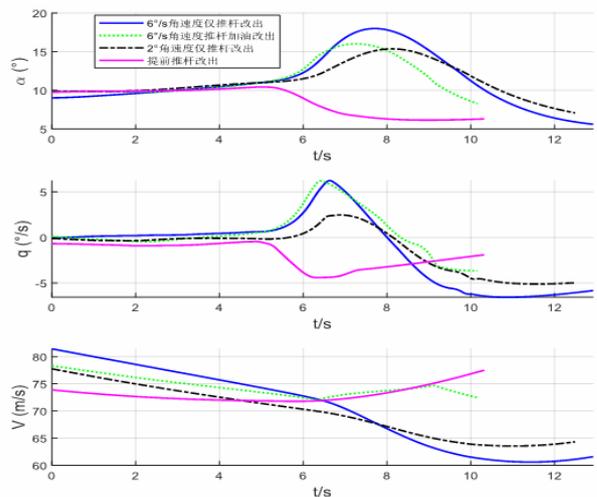


图6 分布式BWB改出仿真对比

如图6所示,第一,飞机一旦进入失稳状态抬头迎角增大,由于其升力不出现明显下降,飞机高度短时间内依旧可以保持,此时速度进一步降低,仅做出推杆只能减小迎角增大的幅值,且速度依然保持下降;推杆配合油门增大能进一步减小迎角增大的幅值,同时保持速度不再降低。这与常规管翼式飞机有所区别,常规管翼式飞机失速后,机头自然下沉,迎角和速度会自然回到安全值,推杆和增大油门都可以加快这一进程。第二,从实际效果来看,基于两种角速率阈值的改出效果差异不明显,即使迅速识别飞机出现的异常上仰现象并迅速做出推杆动作,飞机依然会出现不同幅度的危险上仰和减速。

综上,对于分布式BWB飞机在临近失速状态下,提前预警失速并降低迎角是在临近失速下最安全的改出方法。若飞机迎角达到失速迎角并已经出现了上仰和减速的飞行特征,需要通过迅速推杆和增大油门同时操作,使得迎角和速度尽快恢复,保证飞行安全。

#### 4 结论

本文通过数值仿真和人在环实验,对分布式推进翼身融合(BWB)布局飞机的临近失速特性进行了研究,主要结论如下:

(1) 分布式BWB飞机表现出区别于传统管翼式布局的独特失速特性,其在失速时会产生危险且难以抑制的机头上仰和减速现象;

(2) 分布式BWB飞机的失速速度与动力状态强相关,失速速度随推力降低而显著增大;

(3) 针对分布式BWB飞机的独特失速特性,应通过识别快速上仰和减速同时发生来判定失速。出现失速特征现象后的改出方式为迅速推杆和增大油门,但是仍然存在迎角继续增大的安全风险。

#### [基金项目]

国家重点研发计划资助(2022YFB4301003)。

#### [参考文献]

- [1] Liebeck R H. Design of the Blended-Wing-Body subsonic transport[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(1): 10-25.
- [2] Kim H D, Brown D, Felder J L. Distributed propulsion concepts for advanced subsonic transports[R]. NASA TM-2003-212529, 2003.

[3] Hall D K, Smith A M, Martinez R, et al. Boundary layer ingestion propulsion benefit assessment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(5): 1118-1129.

[4] Yu Z, Chen Z, Wang J, et al. Optimizing the landing stability of blended-wing-body aircraft with distributed electric BLI propulsors[J]. *Applied Sciences*, 2024, 14(12): 10745.

[5] Smith A M. Impact of inlet distortion on boundary layer ingestion propulsors[C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Oslo, Norway: ASME, 2018: GT2018-75119.

[6] NASA. Flight dynamics and handling qualities of the X-48 blended wing body[R]. NASA/TP-2014-218175, 2014.

[7] Fei C, Zhang X, Wang X, et al. High-angle-of-attack aerodynamic characteristics of blended-wing-body aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 556-567.

[8] Roskam J. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Part I. DARcorporation, 2001.

[9] Arntz A, Garnier E, Sipp D. Aerodynamic impact of boundary layer ingestion for distributed propulsion blended wing body[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 104-117.

[10] Cui K, Zhao Q, Zhu H, et al. Numerical study on the high-lift device of blended-wing-body aircraft at high angles of attack[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(2): 348-357.

[11] 张志强, 王林, 龚建华, 等. 翼身融合布局飞机气动特性与操纵品质研究[J]. *航空学报*, 2019, 40(7): 150-162.

[12] 李晓飞, 张鹏, 黄胜, 等. 分布式推进飞行器推进/气动一体化特性研究[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(6): 1203-1214.

[13] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部: 运输类飞机适航标准, CCAR 25 R4-2011[S]. 2011.

#### 作者简介:

邓宇龙(2001--), 男, 汉族, 江西吉安人, 硕士, 北京航空航天大学交通科学与工程学院, 主要从事飞行安全研究。

#### \*通讯作者:

唐鹏(1980--), 男, 博士, 副教授, 主要从事飞行控制与试飞研究。