

# 一种利用尾舵偏转实现 BWB 飞机减速的方法

宋寒冰\* 夏明

(中国商飞北京民用飞机技术研究中心,北京 102211)

## 摘要:

结合国内外的相关研究工作,提出了一种利用尾舵偏转实现 BWB 飞机发动机喷气气流方向的改变,进而达到减速目的的方法。基于求解三维欧拉法方程,数值模拟了不同尾舵偏转角度下 BWB 飞机发动机喷口附近的流场分布特性和反推力大小,并评估了着陆场长收益。气动与性能计算结果表明,在计算滑跑速度范围内,发动机喷气气流会冲击到偏转的尾舵上,进而产生反向喷气气流,并产生较大的反推力,有效降低着陆场长,且随着尾舵偏转角度的增加,反推和减速效果逐渐增大。

关键词:翼身融合飞机;尾舵偏转;减速

中图分类号:V225

文献标识码:A

OSID:



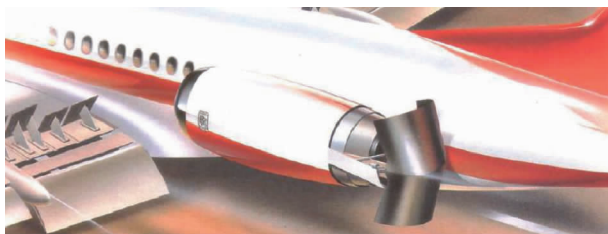
## 0 引言

随着民用客机运载能力和飞行速度的提高,其起飞和着陆所需距离越来越长。为提高机场跑道使用效率,及时处理民用客机起降过程中遇到的各种紧急情况,民用客机需要一套高效、可靠的减速系统。常用的飞机减速方式有多种,如轮刹车装置、减速板等空气动力减速方式、发动机反推力装置、减速伞和着陆阻拦钩等。传统的飞机减速方法如图 1 所示。



(c) 利用阻拦索进行减速

图 1 传统的飞机减速方法



(a) 利用发动机反推装置实现减速



(b) 利用减速伞实现飞机着陆减速

在上述的这些减速手段中,发动机反推力装置由于其较高的经济价值和使用价值,在民用客机中的应用最为广泛。典型的反推力装置有三种:抓斗式、叶栅式和瓣式,其基本原理都是通过改变发动机出口气流方向来实现负向推力<sup>[1-6]</sup>。但根据多年实践表明,反推装置本身的重量占短舱重量的比例相当高,例如:常规公务机的反推力装置约为短舱重量的 55%;风扇直径大于 254 cm 的发动机,反推力装置将占到短舱重量的 30% 以上。反推装置带来的重量增量势必导致发动机耗油率的上升。此外,反推所带来的流体泄漏以及经过反推部件时的压力损失也会增加额外的燃油消耗,经统计,一架波音 767

\* 通信作者. E-mail: songhanbing@comac.cc

引用格式: 宋寒冰,夏明. 一种利用尾舵偏转实现 BWB 飞机减速的方法[J]. 民用飞机设计与研究,2019(4):36-40. SONG H B, XIA M. A method to realize the deceleration of BWB layout aircraft by using tail deflection[J]. Civil Aircraft Design and Research,2019(4):36-40(in Chinese).

飞机的反推装置带来的额外成本约为 125 000 美元/a<sup>[1]</sup>。

减速伞是在军用飞机领域应用最为普遍的一种减速手段,在舰载机等跑道较短的条件下,减速伞能够有效缩短飞机的着陆距离。但作为一种安装在机尾的额外部件,减速伞存在隔热问题、潮湿、霉变等情况,并且必须保证在薄冰情况下可靠打开,因此对系统设计、机械结构都提出非常高的要求,而且成本高昂,对航空公司而言也是不可接受的,因此减速伞在民航领域很少得到应用。

随着我国对大型翼身融合布局飞机研究的逐步开展,对适用于 BWB 布局的反推力装置的研究应得到更多重视。针对上述减速方法存在的缺陷,在翼身融合布局飞机设计过程中,本文提出了一种利用尾舵偏转实现反推效果的减速方法,工作原理如图 2 所示,在发动机反推力工作模式下,通过尾舵向偏转以挡住发动机的喷气气流,使原先沿着流向直接向后的气流直接冲击到尾舵面上,并沿着尾舵所偏转的方向(与正常推力方向相反)排出,从而达到反推目的。



(a) 常规状态 (b) 减速状态

图 2 利用尾舵偏转实现 BWB 布局飞机减速的方法示意图

由于发动机在着陆偏转尾舵的过程中,受到地面效应、反推气流的综合作用,导致流动异常复杂,会对发动机进气量、周边流场特性产生重要影响,因此有必要采用计算流体力学(CFD)手段对这种新型减速方法进行流场模拟。本文以某型 BWB 布局客机方案为模型,应用 CFD 方法对尾舵偏转实现反推减速进行了数值模拟,并对着陆场长收益进行初步评估。

## 1 计算模型、网格与计算条件

由于飞机在减速过程中处于着陆滑行状态,涉及到到增升装置与其他操纵舵面(外侧副翼等),如果要将这些复杂流动真实模拟出来,需要的网格量和计算资源非常庞大,而且对求解器的要求也高,因此

需要对研究对象进行简化,仅模拟干净构型的翼身组合体加尾舵构型,不涉及飞机的其他部件,并且利用速度出口和速度入口等边界条件来代替发动机内部工作的情况。

计算外形为某 280 座 BWB 客机三维数模,并充分考虑了地面效应的影响,运用有限体积法求解三维定常欧拉方程。计算采用非结构网格,网格数目约 500 万个,为更好地对尾舵偏转带来的减速效果进行分析,在 CFD 计算中考虑了尾舵偏转 30°、60° 和 90° 以及尾舵不偏转等 4 种情况,表面计算网格如图 3 所示。

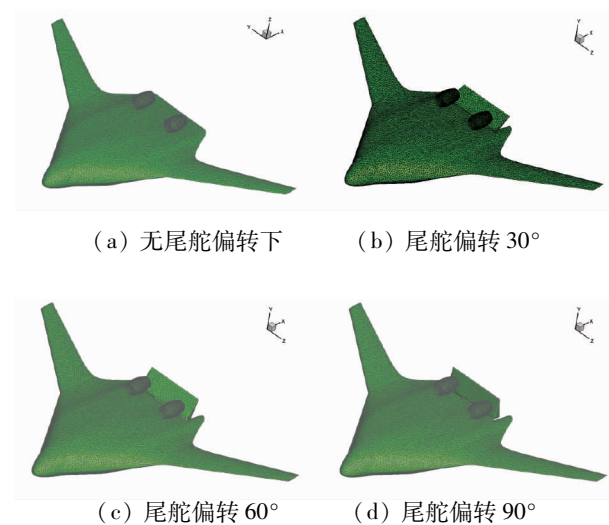


图 3 不同尾舵偏转角度下的 CFD 表面网格

## 2 尾舵偏转对反推力的影响

图 4 给出了在滑跑阶段,同一发动机转速在尾舵面不同的偏转条件下,BWB 飞机反向排气流的空分布。从中可以看出:①在计算的滑跑速度( $Ma = 0.2$ )以及尾舵面偏角的范围( $0^\circ \sim 90^\circ$ )内,由于尾舵面阻挡导致的反向流流线均没有吸入进气道,即本方法所研究的新型减速手段不会影响到进气道的正常工作;②随着尾舵面偏转角度的逐渐增大,三发 BWB 飞机存在着反向气流被相邻发动机吸入的可能;③随着尾舵偏转角度的增加,尤其是在尾舵完全偏转至  $90^\circ$  的情况下,高温的反向气流对尾舵产生了大范围的包裹,尾喷口喷出的高温气流直接冲击尾舵面,因此在尾舵设计过程中,必须考虑其耐高温性能;④经流谱显示可以看出,即便着陆滑跑阶段速度较低,反向气流由于受到机身、尾舵的双重阻挡,反向气流不会吹向地面,因此可以避免像常规布

局反推装置那样产生地面杂物被卷起并吸入进气道的情况。

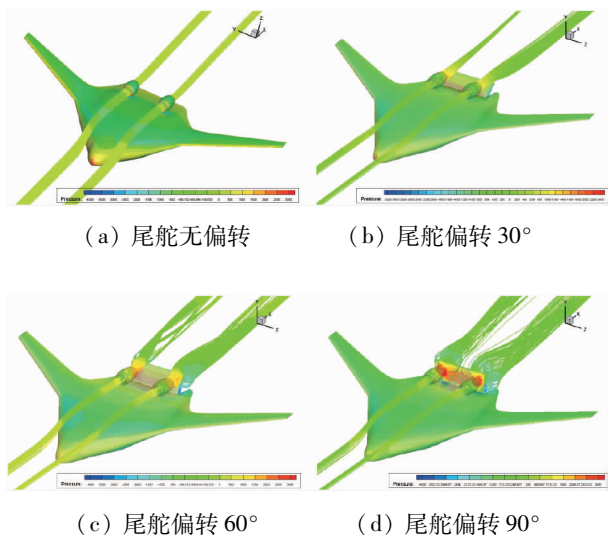


图 4 不同尾舵偏转角度下的排气气流导向示意

图 5 ~ 图 6 给出了不同尾舵偏转角度下产生的反推力大小,从图中可以看出,通过尾舵偏转所产生的反推力随着尾舵偏转角度的增加而近似二次曲线形式增加。这主要是由于随着尾舵偏转,尾喷冲击气流对尾舵面前端面产生较大压力,从而在尾舵前后端面产生的压力差增加所引起。尾舵偏转角度越大,这种冲击气流所产生的压力就愈大,尾舵上的前后压力差就越大,BWB 飞机受到的反推力和减速效果也必然越大。

反推力装置的有效性可以用相对反推值  $\overline{P_{PEB}} = P_{PEB}/P_0$  进行评价,其中  $P_0$  为发动机的最大起飞推力(不开加力),对于现代的涡轮风扇发动机,  $\overline{P_{PEB}} = 0.3 \sim 0.5$  [8]。研究方案中,BWB 飞机的最大起飞推力(双发)约为 670 kN,由此可得尾舵偏转产生的相

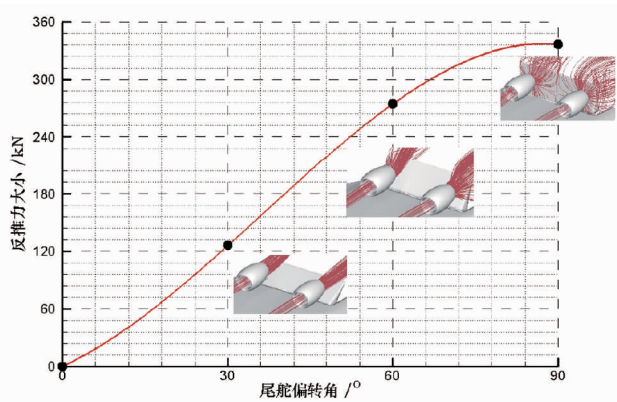


图 5 尾舵偏转对反推力的影响曲线

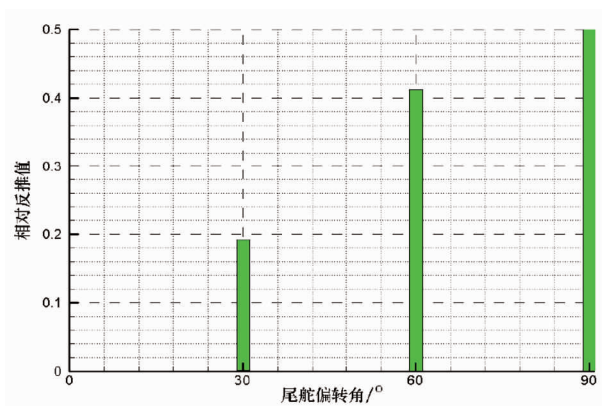


图 6 尾舵偏转产生的相对反推值

对反推值大小如图 6 所示。可以看出尾舵完全偏转情况下,相对反推值可以达到 50% 左右,反推效果相对于传统的安装在发动机上的反推装置有一定优势。

图 7 给出了尾舵偏转角 30° ~ 90° 情况下,尾舵面上的压力分布示意。从图中可以看出,在尾舵偏转角度较小的情况下(30°),尾舵面下缘受到的尾喷气流冲击更加严重,因此下缘区域的压力最大,越向上其压力逐渐变小,此时排气气流主要向上拐折,产生的反推作用较小。但是在尾舵大偏转角度的情况下(60°、90°),越靠近喷管核心流的区域,尾舵面所承受的压力就越大,越靠近尾舵面外缘的区域,压力就越小,这也是反向流沿着尾舵面从内侧向外侧流动的原因,此时产生的反推效果随着尾舵偏转的增加而逐渐明显。

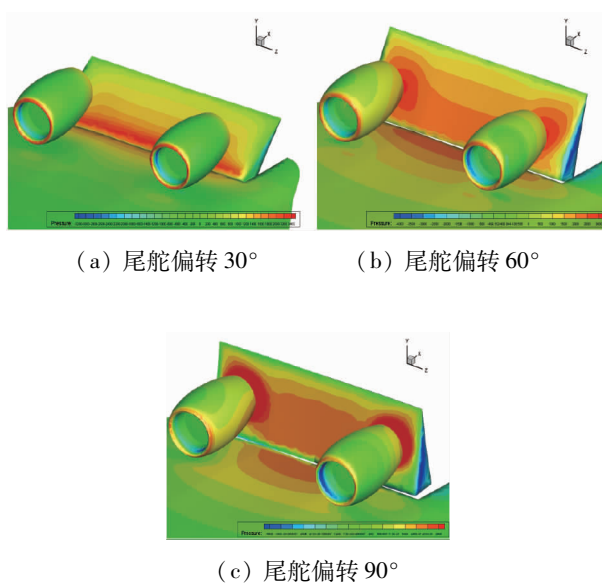


图 7 尾舵面压力分布

### 3 尾舵偏转对着陆场长的影响

图8~图9给出了不同尾舵偏角产生的反推力对降低着陆场长的影响。可见,当尾舵偏转为 $90^\circ$ 时,干跑道着陆场长从1890 m降到1610 m,降幅达到14.78%。尾舵偏转反推对湿跑道着陆场长的降低更加明显,从最初的2480 m降低到1860 m,降幅达到24.44%。

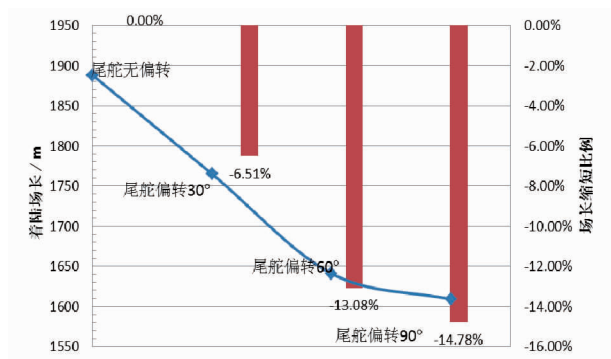


图8 尾舵反推对着陆场长影响(干跑道)

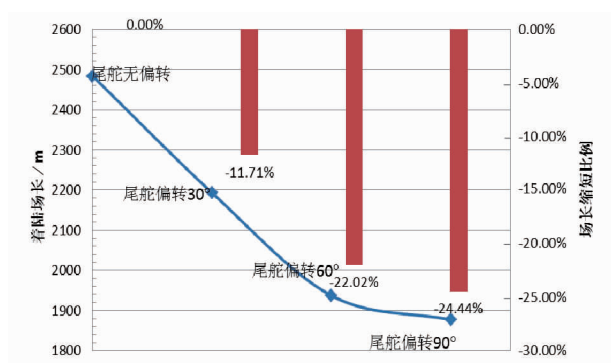


图9 尾舵反推对着陆场长影响(湿跑道)

### 4 结论

本文研究了一种针对BWB布局的新型反推实现方法,去除了常规的安装发动机上的反推装置,充分利用BWB布局已有的部件达到喷气气流折返的效果,从而达到减速目的,分析后总结如下:

1) 气动计算和性能分析结果表明,该方法相对于常规的反推装置,可以保证减速效果在不受到明显削弱的前提下,充分利用现有部件达到这种减速效果,可大大减轻常规动力装置的重量;

2) 在实际使用中,可以根据需要对尾舵偏转不同的角度,从而提供不同的反推力大小,尾舵偏转角

越大,提供的反推力越大,减速效果越明显,完全偏转情况下可以达到50%的相对反推值;对湿跑道着陆场长降幅可达24%量级;

3) 由于在滑跑速度下,高温反向排气流会包裹部分机体和尾舵,因此需要对冲击到机体和尾舵上的反向排气流动最高温度进行研究,为采用此项技术的BWB飞机尾舵面进行设计选材;

4) 由于在尾舵面完全偏转的情况下,发动机尾喷口相当于近距离冲击尾舵,因此下一步的工作需要对其强度进行深入分析,以评估其疲劳寿命,并提供对选材和布置的设计依据。

### 参考文献:

- [1] 杜刚,金捷. 大型运输机发动机反推力装置. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集[C]. 深圳:中国航空学会,2007.
- [2] OBEY R C, HAKIM A D. Axis-symmetric approach and landing thrust reverser concepts: hot flow test results; AIAA-84-1176[R]. Cincinnati: AIAA, 1984.
- [3] 靳宝林,邢伟红,刘殿春. 飞机/发动机推进系统反推力装置[J]. 航空发动机, 2004, 30(3): 48-52.
- [4] 邵万仁,叶留增,沈锡钢,等. 反推力装置关键技术及技术途径初步探讨. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集[C]. 深圳:中国航空学会,2007.
- [5] 王玉新. 飞机发动机反推力装置的创新设计. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集[C]. 深圳:中国航空学会,2007.
- [6] 易贤,王开春,马洪林,等. 民用飞机发动机反推的空气动力学特性分析[J]. 应用数学和力学, 2014(35): 85-89.
- [7] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [8] GREITZER E M, BONNEFOY P A, BLANCO E, et al. N+3 Aircraft concept designs and trade studies; NASA/CR-2010-216794/VOL1[R]. Cambridge: NASA, 2010.
- [9] GREITZER E M, BONNEFOY P A, BLANCO E, et al. N+3 Aircraft concept designs and trade studies; NASA/CR-2010-216794/VOL2[R]. Cambridge: NASA, 2010.
- [10] PAMBAGJO T E, NAKAHASHI K, OBAYASHI S, et al. Aerodynamic design of a medium size blended-wing-body airplane; AIAA-2001-0129[R]. Reston: AIAA, 2001.

## 作者简介

宋寒冰 女,博士,工程师。主要研究方向:飞行力学与飞机性能。E-mail: songhanbing@comac.cc

夏明 男,博士,高级工程师。主要研究方向:总体布局设计与优化。E-mail: xiaming@comac.cc

## A method to realize the deceleration of BWB layout aircraft by using tail deflection

SONG Hanbing\* XIA Ming

(Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Beijing 102211, China)

**Abstract:** Combined with the related research work both domestic and overseas, this paper proposes a method to realize the direction change of the airflow from the BWB(Blended Wing Body) aircraft engine by deflecting the horizontal tail, as consequence to achieve the deceleration purpose. Based on solving the three-dimensional Euler's equation, the flow field distribution characteristics and reverse thrust near the nozzle of BWB aircraft under different tail deflection angles are numerically simulated, and the gain in landing field length is evaluated. Aerodynamic and performance calculations show that, within the speed limit, the engine jet airflow will impact the deflected tail, which will generate a reverse jet flow and generate a large reverse thrust, effectively reducing the landing field length. And as the deflection angle of the tail increases, the reverse thrust and deceleration effects gradually increase.

**Keywords:** BWB airplane; tail deflection; deceleration

---

\* Corresponding author. E-mail: songhanbing@comac.cc