

翼身融合布局起飞状态动力效应影响研究

余刚, 李栋, 张泽宇

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要:以西北工业大学布局设计研究所设计的翼身融合布局民机构型 BWB300 为研究对象,对起飞状态下动力效应对其气动特性影响进行了数值模拟分析。首先,对设置进排气边界条件模拟发动机动力效应方法进行了验证。然后,通过对比分析分别安装通气短舱和动力短舱的 BWB300 起飞状态的数值模拟结果,研究了发动机动力效应对其气动特性的影响规律。研究表明:动力效应会增加构型的升阻力系数,改变其俯仰力矩系数,但不会改变气动曲线的变化趋势,通气和动力构型在最大升阻比和最大升力系数处的迎角相同。故在对 BWB300 飞发一体化设计分析中,使用动力短舱可获得更加精确的结果,但使用通气短舱,也可得出较为可靠的规律性结论。

关键词:翼身融合布局;起飞状态;动力效应;气动特性;数值模拟

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2020)02-0231-07

随着民航飞机对经济性、环境保护性的要求越来越高,翼身融合布局(blended wing body, BWB)飞行器由于其高升阻比、低噪声和低燃油消耗等特点^[1],越来越受到各国的广泛关注,成为下一代民机布局的研究热点^[2]。BWB 特别是在大型民用客机设计应用中,具有很大的优点^[3]。但目前, BWB 设计一般采用的发动机布置方式为背负式(发动机上置于机身后部,主要包括背撑式和边界层吸入式),与传统常规气动布局大型客机的翼吊式涡扇发动机安装布局(发动机下置于机翼前方),有较大区别^[4]。随着涡扇发动机效率的提高,其涵道比和尺寸都变得越来越大,飞发之间的干扰也更加严重。如何减少飞发之间的干扰,也变得越来越重要^[5]。

飞发一体化设计,是减少飞发之间干扰的主要设计手段和关键技术^[6]。对飞发之间的影响进行详细分析,则是开展飞发一体化设计的重要依据。发动机对飞机气动特性的影响,主要包括发动机位置和动力效应对其气动特性的影响。位置影响主要通过将发动机近似为通气短舱进行其安装影响研究,动力效应的影响则通过对比将发动机分布近似为通气短舱和动力短舱并对比其安装影响区别进行研究。20世纪80年代开始,国外就已经针对各种

发动机动力效应进行了数值模拟研究,且近几年, Boeing/NASA 在其 ERA 项目中,专门对通气和动力短舱与机体之间的安装效应进行了大量的风洞和数值分析计算研究^[7-9]。国内这方面研究起步较晚,但也有些相应的研究,不过多数都是对传统翼吊式民机进行的研究。西北工业大学谭兆光等采用 DLR-F6 构型,对比通气/动力短舱研究了机体/动力装置一体化分析中的动力影响^[10],中国航空气动力技术研究院郭少杰等采用某传统民机构型研究了动力效应对民机起飞构型气动特性影响^[11]。

动力效应的影响,特别是在发动机大功率工作状态下最为严重,进排气会给短舱周围流场带来很大变化,而该变化会直接影响其附近气流的变化,进而影响 BWB 整体气动特性。因此,开展起飞状态下动力效应对 BWB 气动特性影响分析,进而将其运用到 BWB 飞发一体化设计中,对提升 BWB 的性能有重要意义。

本文以西北工业大学布局设计研究所设计的 300 座翼身融合布局民机构型 BWB300 为研究对象,对动力效应对其起飞状态下气动特性影响进行了数值模拟分析,该分析可为 BWB300 飞发一体化设计提供重要依据。BWB300 采用的是背撑式双发

动机布置方案。BWB300 的主要性能指标为:

- 巡航速度: $0.85 Ma$;
- 飞行高度: 11.58 km ;
- 最大航程: $13\ 000 \text{ km}$;
- 最大起飞重量: $215\ 000 \text{ kg}$ 。

主要几何参数为:

- 展长: 65 m
- 机身长: 45 m
- 参考面积: 929.5 m^2

1 数值计算方法

数值计算控制方程为三维积分形式的非定常雷诺平均 N-S 方程,如公式(1)所示

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: V 为控制体体积; S 为控制体表面积; \mathbf{Q} 为守恒量; \mathbf{f} 为通过表面 S 的无黏通量和黏性通量之和; \mathbf{n} 为表面 S 的外法向单位矢量。

控制方程采用有限体积法进行离散,其中无黏项采用二阶 Roe 迎风通量差分分裂方法离散,黏性项采用中心差分格式离散,采用隐式近似因子分解 (AF) 法进行时间推进,湍流模型采用 Menter 的 $k-\omega$ SST 模型。计算中采用了多重网格技术以加速收敛。

2 发动机动力短舱简化模型和验证

真实发动机的流动特性非常复杂,涉及燃烧、化学反应、机械做功等复杂的物理化学问题,要进行完全的 CFD 模拟相当复杂和困难。但是由于发动机和机体之间相互作用主要是体现在发动机进排气效应上,而发动机内部流场在分析构型气动特性时并不十分关心,因此利用特定的简化模型对其进排气流场进行模拟就成了必要的手段。

某涡扇发动机外形和其简化模型如图 1 所示。该简化不考虑燃烧室、压气轮机、风扇等部件,只给出发动机进气口和内外涵道出口处的物理参数。发

动机进排气口处的物理参数在 CFD 模拟过程中通过进排气边界条件加以确定。只要发动机的进气与排气效应与实际情况一致,则不需要详细模拟发动机内部复杂的工作过程。该动力短舱简化模型边界条件处理,与文献[12]相同,即在风扇进气口指定流场出口条件(质量流量),风扇出口和核心机出口指定流场入口条件(流动方向和质量流量、总温和总压中任意 2 项)。

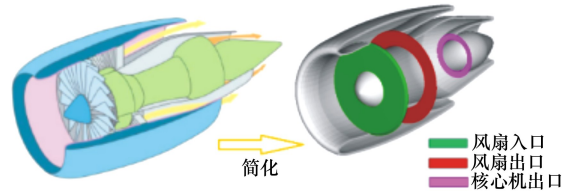


图 1 发动机和其动力短舱简化模型

为验证该方法的可行性,针对具有实验数据的日本航空宇宙技术研究所的 NAL-AERO-02-01 TPS 风洞实验模型进行了验证。TPS 是 Turbine Powered Simulator 即涡轮动力模拟的简称。TPS 技术可较真实的模拟发动机喷流和进气口流动,包括进气与喷流之间的相互干扰。

文献[13]给出了该模型的半模轮廓线数据,利用 CAD 软件,将该轮廓线绕轴线旋转 360° 即可得到三维模型。CFD 计算网格为 O-H 多块结构化网格,体网格总数约为 3×10^6 ,壁面法向第一层无量纲高度 $y^+ \approx 1$,网格增长率为 1.18。

计算状态见表 1。表中, Ma 为来流马赫数, MFR (mass flow ratio) 为风扇进气口质量流量比, BR (bypass ratio) 为发动机涵道比, α 为来流迎角, $T_{0c}/T_{0\infty}$ 为发动机内涵出口总温比无穷远处来流总温, $T_{0f}/T_{0\infty}$ 为发动机外涵出口总温比无穷远处来流总温。2 个状态下, TPS 模型 CFD 模拟结果与实验结果的对比见图 2。从图中的计算结果来看,这两个状态下,风扇外罩与涡轮整流罩表面压力分布的计算与实验结果均吻合良好。表明本文采用的动力短舱模型和计算方法模拟发动机进排气问题是合理可行的。

表 1 NAL-AERO-02-01 TPS 试验模型计算状态

状态	Ma	MFR	BR	$\alpha / (^\circ)$	$T_{0c}/T_{0\infty}$	$T_{0f}/T_{0\infty}$
1	0.801 02	0.523 24	1.566	0	0.609 95	1.132 99
2	0.602 4	0.496 09	2.491 7	0	0.672 04	1.063 38

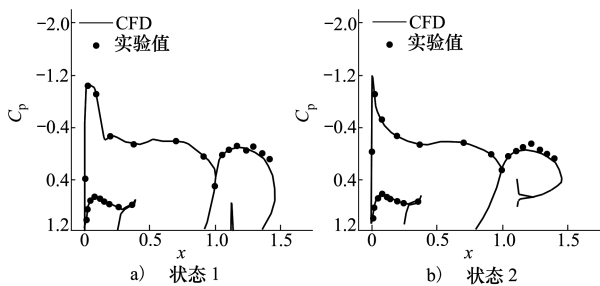


图 2 NAL-AERO-02-01 实验与 CFD 结果比较

3 起飞状态动力效应影响计算和分析

3.1 计算模型、网格和状态

为分析动力效应对 BWB 起飞状态气动特性影响,分别对通气和动力构型进行了数值模拟计算。这两种构型机体部分都一样,唯一的区别是通气构型为带增升机体构型+通气短舱,动力构型为带增升机体构型+动力短舱。其模型分别如图 3 和图 4 所示。通气构型本文又称为 FTN (flow through nacelle) 构型,简称为 FTN;动力构型本文又称为 WPN (with power nacelle) 构型,简称为 WPN。



图 3 通气构型模型

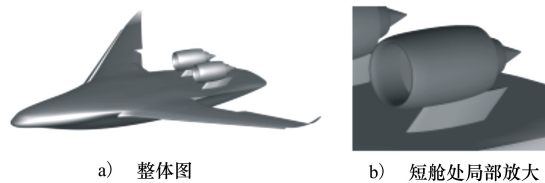


图 4 动力构型模型

计算网格采用的是多块 O-H 结构网格。网格生成中,为保证节点分布的一致性,FTN 网络是在 WPN 网络上将短舱内部实体填充为流场的方法实现的。因此,两者的网格拓扑和分布,除了短舱内几何不同的地方以外,其他区域完全一致。由于仅研究 BWB300 纵向气动特性,采用半模进行计算。

由于本项目之前对无增升装置 WPN 进行过行过网格收敛性分析,采用不同尺寸 y^+ 和网格节点尺寸增长率,发现当 $y^+ = 1$,边界层内网格节点尺寸增

长率为 1.18 时,再加密体网格³ $\sqrt{1.5}$,气动力系数变化率约为 1%,可以认为,采用该尺寸网格生成方案生成的网格是可接受的。通过之前动力短舱的模型计算也验证了这一点。

计算状态为:海平面高度,速度 $0.2 Ma$,雷诺数为基于 BWB300 平均气动弦长计算的雷诺数 (BWB300 平均气动弦长基于全投影面积计算)。流动为全湍流,发动机起飞状态工况参数见表 2 (由对应起飞功率参数求解发动机零维热力学方程获取)。

表 2 发动机起飞状态工况参数

位置	流量/($kg \cdot s^{-1}$)	总温/K
风扇进口	1 093.7	~
风扇出口	986.8	281.9
核心机出口	106.9	742.1

3.2 动力效应对气动力特性影响分析

图 5 给出了 FTN 和 WPN 的气动特性曲线对比。图中, C_L 为升力系数, C_D 为阻力系数, C_M 为俯仰力矩系数, K 为升阻比, α 为来流迎角。

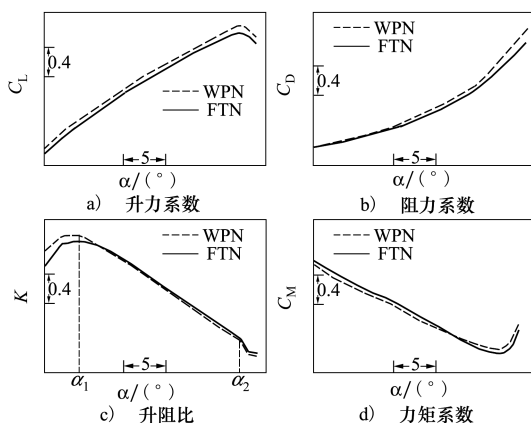


图 5 FTN 和 WPN 气动力曲线对比

从图 5 中可以看出,对起飞构型来说,动力效应对升阻力系数都起到了增加的作用。且失速之前,其对升阻力系数值的影响随着迎角的增加而增大,但动力效应并未改变升阻力系数曲线的变化趋势,FTN 和 WPN 都在同一迎角 α_2 处失速,且动力效应使最大升力系数增加约 5% (相对 FTN 最大升力系数)。FTN 和 WPN 升阻比也都在同一迎角 α_1 达到最大值,不过,位于 α_1 之前,动力效应明显增加了升阻比,且较明显;位于 α_1 之后,动力效应则略微降低

了升阻比。虽然 2 种构型力矩曲线都在失速迎角 α_2 处开始上仰,但动力效应对该 2 种外形力矩系数影响不太一样。在快达到失速迎角之前,动力效应略微减少了力矩系数,达到失速迎角之后,却略微增加了力矩系数。

气动力系数的差异来源于飞行器表面流态和压力分布的不同。下面将对 FTN 和 WPN 起飞构型,以最大升阻比和最大升力系数(失速迎角)处等状态为例进行详细分析。

3.3 动力效应对表面压力分布和流态影响分析

FTN 和 WPN 均在迎角为 α_1 时具有最大升阻比,其表面压力分布和流线对比如图 6 所示。图中,左边为 FTN 外形,右边为 WPN 外形。从图中可看出,2 种外形在该状态下压力分布和流线无较大区别,但还是可以发现,WPN 位于发动机前面位置处的压力系数要较 FTN 低,且其流线也趋于朝发动机进气口集中,即由于动力效应的影响,WPN 发动机需要吸气以满足其动力的需要,故对其前方气流产生了加速和收缩流道的作用。

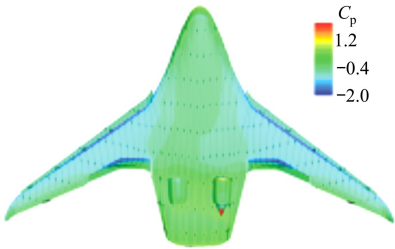


图 6 FTN 和 WPN 表面压力分布和流线对比($\alpha = \alpha_1$)

图 7 给出了 FTN 和 WPN 在迎角 α_1 处,沿机体展向不同截面位置处压力分布的对比,图中 x/c 表示当地无量纲弦长值,截面 2 位于发动机对称面处。从图中可以看出,动力效应对截面 1,2,3 影响较大,但对截面 4,5 基本无影响,且仅对上翼面压力分布有影响,下翼面也基本无影响。也就是说,动力效应对翼身融合布局压力分布影响主要是在机身处,对机翼影响较小。且如前所述,发动机动力效应的吸气作用增加了位于其前面气流的速度,故降低了相应上翼面处的压力系数,从而相应的增加了升力和阻力。

FTN 和 WPN 均在迎角为 α_2 时具有最大升力系数,其表面压力分布和流线对比如图 8 所示,图中同样左边为 FTN 外形,右边为 WPN 外形。从图中也可看出,2 种外形在该状态下压力分布和流线仍无

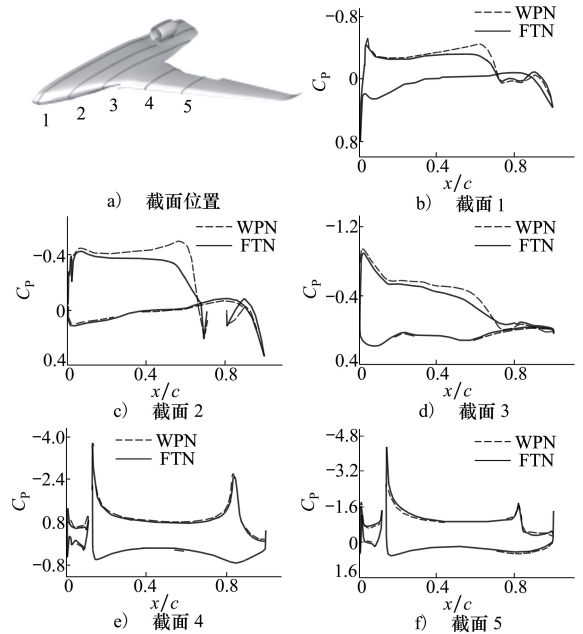


图 7 FTN 和 WPN 展向截面压力分布对比($\alpha = \alpha_1$)

较大区别,且两者在翼身融合部位前端均存在一个分离涡。虽然动力效应也对其前方气流产生加速和收缩流道的作用,但比迎角为 α_1 时影响范围要小。

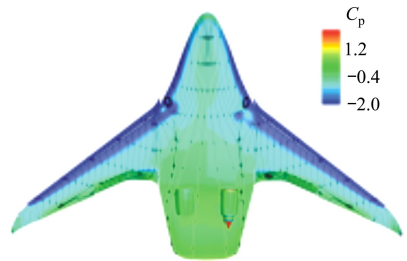


图 8 FTN 和 WPN 表面压力分布和流线对比($\alpha = \alpha_2$)

图 9 同样给出了 FTN 和 WPN 在迎角 α_2 处,沿机体展向不同截面位置处(截面位置与图 7 相同)压力分布的对比。从图中可以看出,在迎角为 α_2 时,动力效应对翼身融合布局压力分布影响也主要是在机身处,对机翼影响较小。且如前所述,发动机动力效应的影响范围要较迎角为 α_1 时小,但由于其绝对值较大,故升阻力变化也较大;同时也可以看出,由于动力效应影响随着迎角增大的后移,故俯仰力矩系数,WPN 先比 FTN 的小,后比 FTN 的大。另外,从截面 3 处压力分布还可以看出,FTN 融合段前端涡强度要比 WPN 强,即动力效应吸取了该涡的部分能量,导致该处涡强度的降低。

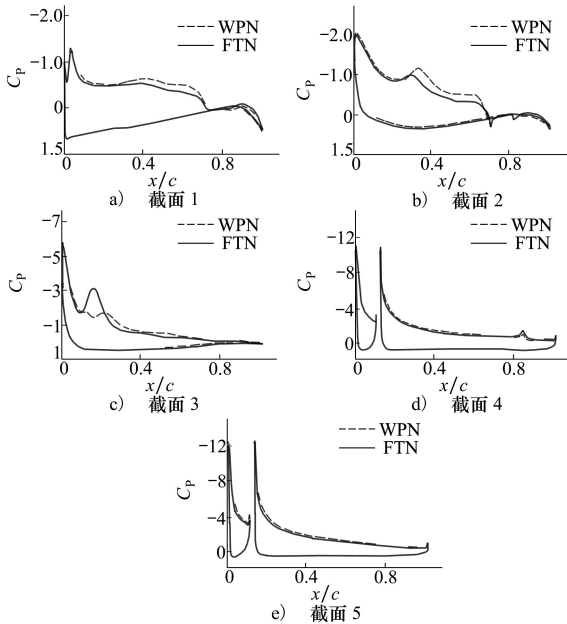


图 9 FTN 和 WPN 展向截面压力分布对比($\alpha = \alpha_2$)

本节主要以最大升阻比和最大升力系数 2 个状态为例,对动力效应对翼身融合布局表面流态和压力分布影响进行了详细分析。下面将依然以这 2 个状态为例,对动力效应对空间流态的影响进行分析。

3.4 动力效应对空间流态的影响分析

图 10 给出了 FTN 和 WPN 在 α_1 和 α_2 状态下,机身附近空间流线图。可以看到,从该图中并不能看到流线的明显区别,也就是说,2 种构型空间流场,在大部分区域也是类似的。动力效应,并没有让空间流态发生本质的改变,且如前所述,动力效应对

表面流态改变也不大,所以,2 种构型气动特性,以及气动力曲线,并没有本质的区别,只存在数值上的差异。故动力效应对 2 种构型最大升阻比和最大升力系数位置均没改变。

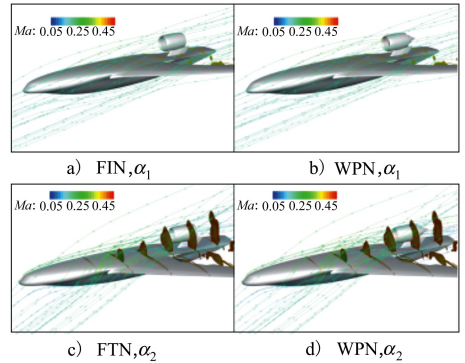


图 10 FTN 和 WPN 机身附近空间流线图

图 11 和图 12 分别给出了 FTN 和 WPN 在 α_1 和 α_2 状态下,发动机对称面处全机和发动机附近的流线图。可以看到,对称面处绕全机流场分布也大体上是一致的,不过,靠近发动机处还是局部有些区别。从图 12 中可以看到,发动机进气口处,流线流道明显有收缩趋势,而由于发动机喷流的影响,发动机尾部附近流线也有向里(发动机喷流处)凹进收缩流道的趋势。从图 12 中也可发现,WPN 后部流线要比 FTN 位置略低些。结合上一节机体展向截面 1,2,3 尾部压力分布还可以看出,发动机动力效应所产生的尾部喷流并没有造成机身尾部气流的加速,反而因为流线的内凹造成了速度有所减小。

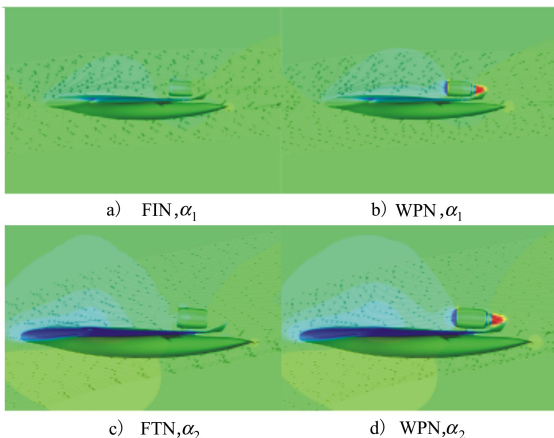


图 11 FTN 和 WPN 在发动机对称面处流线图(全机)

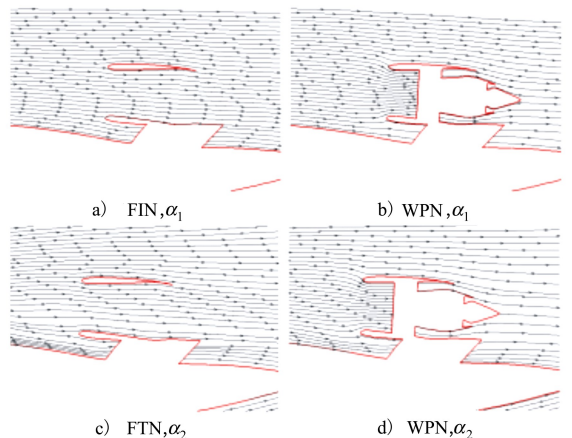


图 12 FTN 和 WPN 发动机对称面处流线图(局部)

4 结 论

本文以西北工业大学布局设计研究所设计的 300 座翼身融合布局民机构型 BWB300 为研究对象,利用进排气边界条件,采用多块结构化网格求解雷诺平均 N-S 方程,通过对比 FTN 和 WPN 数值模拟结果,对发动机动力效应在起飞状态下对 BWB300 气动特性影响进行了分析,得到如下结论:

1) 动力效应所产生的吸气效应会使机身上表面位于发动机之前的气流加速和流道收缩,从而导

致升力系数和阻力系数的增加;随着迎角的增大,其影响的范围会向后减少但强度会增加,故对升阻力系数数值的影响会越来越大,且还会造成 WPN 俯仰力矩系数先比 FTN 小,后比 FTN 大;

2) 动力效应所产生的喷流并不会让机身尾部气流加速,相反,喷流会造成其周围流线的收缩并降低机身表面的气流速度;

3) 动力效应虽然会影响发动机附近气流,但总的来说,并没有让其表面和空间流态发生质的变化,故动力效应并没有改变翼身融合布局的最大升阻比和最大升力系数位置。

参考文献:

- [1] 张彬乾, 陈真利, 李杰. 亚音速大型民机气动布局发展趋势[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会学术年会, 2007
ZHANG Binqian, CHEN Zhenli, LI Jie. Development Trend of Subsonic Large Civil Aircraft Aerodynamic Layout[C]//High-level Forum on Key Technologies for Large Aircraft and the Annual Academic Conference of the Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007 (in Chinese)
- [2] BRENNER M, TREPANIER J, TRIBES C, et al. Conceptual Design Framework for Blended Wing Body Airplane[C]//12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations, 2012
- [3] LIEBECK R, PAGE M, RAWDON B. Blended-Wing-Body Subsonic Commercial Transport[R]. AIAA-1998-0438
- [4] OKONKWO P, SMITH H. Review of Evolving Trends in Blended Wing Body Aircraft Design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 82:1-23
- [5] RUDNIK R, ROSSOW C C, GEYR H F V. Numerical Simulation of Engine/Airframe Integration for High-Bypass Engines[J]. Aerospace Science & Technology, 2002, 6(1):31-42
- [6] 李杰, 鄂秦, 李凤蔚. 翼吊式双发民机机体/动力装置一体化数值分析[J]. 力学学报, 2000, 32(2):233-238
LI Jie, E Qin, LI Fengwei. Numerical Simulation of Transonic Flow over Wing-Mounted Twin-Engine Transport Aircraft[J]. Acta Mechanica Sinica, 2000, 32(2): 233-238 (in Chinese)
- [7] LONG K, SHEA P R, FLAMM J D, et al. Turbine Powered Simulator Calibration and Testing for Hybrid Wing Body Powered Airframe Integration[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016
- [8] GARCIA J A, MELTON J, SCHUH M J, et al. NASA ERA Integrated CFD for Wind Tunnel Testing of Hybrid Wing-Body Configuration[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016
- [9] SCHUH M J, GARCIA J A, CARTER M B, et al. NASA Environmentally Responsible Aviation Hybrid Wing Body Flow-Through Nacelle Wind Tunnel CFD[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016
- [10] 谭兆光, 陈迎春, 李杰, 等. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1766-1772
TAN Zhaoguang, CHEN Yingchun, LI Jie, et al. Numerical Simulation Method for the Powered Effects in Airframe/Propulsion Integration Analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772 (in Chinese)
- [11] 郭少杰, 周培培, 王斌, 等. 动力效应对民机起飞构型气动特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1638-1648
GUO Shanjie, ZHOU Peipei, WANG Bin, et al. Numerical Investigation for Influence of Powered Effect on Aerodynamic Characteristics of Civil Aircraft Take-off Configuration[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1637-1648 (in Chinese)
- [12] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K. Transonic 3-D Euler Analysis of Flows around Fan-Jet Engine and T. P. S. (Turbine Powered Simulator) [R]. NAL-TR-1045, 1989

- [13] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K, et al. 3-D Euler Flow Analysis of Fanjet Engine and Turbine Powered Simulator with Experimental Comparison in Transonic Speed[R]. AIAA-1989-1835

Simulation on Powered Effects of BWB at Take-off Condition

YU Gang, LI Dong, ZHANG Zeyu

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The influence of engine powered effects on aerodynamic characteristics of BWB300, which was designed by the Airplane Concept Design Institute of Northwestern Polytechnical University, at take-off condition was analyzed by using the numerical simulation method. Firstly, the method of using the inlet and exhaust boundary conditions to analyze the powered engine was validated. Then, the engine powered effects on BWB300 aerodynamic characteristics at take-off condition were researched with flow through nacelle and with powered nacelle. The results indicated that though the powered effect changing the value of aerodynamic forces, there was no change in the aerodynamic curve trend. It's recommended that the engine power effect should be considered in numerical simulation by using with powered nacelle to gain more accurate values of aerodynamic forces. Nevertheless, with flow nacelle also could be used to gain some regular results.

Keywords: BWB;take-off condition;powered effect; aerodynamic characteristics; numerical simulation