

文章编号:1674-8190(2018)01-043-10

# 有无涵道动力下的类BWB低速布局气动特性研究

杨小川<sup>1</sup>, 王运涛<sup>1</sup>, 孙岩<sup>2</sup>, 孟德虹<sup>1</sup>, 洪俊武<sup>1</sup>

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

(2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000)

**摘要:** 随着航空飞行器的不断发展, 新型非常规气动布局研究早已成为世界航空大国的关注焦点。基于TRIP 3.0软件平台通过等效盘模型应用到涵道风扇内外流一体化模拟中, 完成对类BWB低速布局有无涵道风扇动力下的气动特性和流场影响分析。首先, 对某单独螺旋桨验证算例进行分析; 然后, 对单独涵道风扇进行计算, 得到设计推力下的涵道动力叶片数、安装角及转速等参数; 最后, 将设计推力下涵道动力参数应用到类BWB低速布局全机有无动力模拟中。结果表明: 计算拉力和扭矩值与试验值吻合较好; 尾部布置的涵道动力对机身后段及尾翼压力分布影响显著; 涵道对前方气流抽吸作用, 加速机身后段上表面气流流速, 减小内侧平尾有效迎角, 对机身和平尾升力以及俯仰力矩系数影响较大; 在小迎角状态下, 涵道动力对机身增升作用明显, 会产生明显低头力矩, 但对平尾作用正好相反, 且两者增量大小相当, 使得全机增升效果不显著, 且俯仰力矩变化较小。

**关键词:** 等效盘; 气动布局; BWB; 涵道风扇; 螺旋桨

**中图分类号:** V211.7

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.01.006

## Research on Aerodynamic Characteristics of Low-speed Aerodynamic Configuration of BWB Analog with and without Ducted Fan

Yang Xiaochuan<sup>1</sup>, Wang Yuntao<sup>1</sup>, Sun Yan<sup>2</sup>, Meng Dehong<sup>1</sup>, Hong Junwu<sup>1</sup>

(1. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

(2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** With the development of aviation aircraft, the research on new aerodynamic configuration design has become the focus of power country in aviation. The actuator disk model applied in ducted fan based on self-developed "TRIPsonic Platform" (TRIP 3.0) is developed, and the aerodynamic characteristics of low-speed aerodynamics configuration of BWB analog with and without ducted fan are analyzed. Firstly, the validated numerical example of a single propeller is analyzed. Secondly, in order to achieve the designed thrust of fan, the key parameters of blade number, mounting angle and rotational speed of an isolated ducted fan are calculated. Finally, a BWB analog low-speed aerodynamic configurations with and without ducted fan are presented. The results show that the computational results of thrust and torque of a single propeller are in agreement with the testing data. The distribution of pressure coefficient at fuselage and tail had been influenced obviously by ducted fan. By sucking the flow around ducted fan, the angle of attack of horizontal tail decreases and the speed of flow above fuselage increases. Therefore, the lift and pitching moment coefficients of fuselage and horizontal tail changes significantly. Moreover, with the effect of ducted fan in the range of little angle of attack, and pitching moment of fuselage is increased and horizontal tail is decreased, but for the entire aircraft, the different of lift and pitching moment coefficients with and without ducted fan is comparatively small.

**Key words:** actuator disk; aerodynamics configuration; BWB; ducted fan; propeller

收稿日期:2017-08-21; 修回日期:2017-09-28

基金项目:国家重点研究发展计划(2016YFB0200703)

通信作者:杨小川, yangxiaochuan10@126.com

## 0 引言

随着航空技术的不断发展,特别是民用航空经过近一个世纪的发展,已形成目前成熟的民用飞机常规气动布局形式<sup>[1-2]</sup>。随着市场对飞行器燃油经济性、噪声和排放等要求的不断提升<sup>[3-4]</sup>,民用航空飞行器的新型非常规气动布局研究早已成为世界航空大国的关注焦点,例如翼身融合布局(Blended-Wing-Body,简称BWB)<sup>[5-7]</sup>、双气泡布局(Double-Bubble)<sup>[8]</sup>、支撑翼布局(Truss-Braced-Wing,简称TBW)<sup>[9-10]</sup>、盒式翼布局(Box-Wing)<sup>[11]</sup>、混合翼身布局(Hybrid-Wing-Body,简称HWB)<sup>[12]</sup>以及混合动力/分布式推进布局<sup>[13]</sup>等,上述非常规布局的研究对提高未来飞行器性能意义重大。

在上述非常规布局中,关于BWB布局的研究相对较多,例如R. H. Liebeck<sup>[7]</sup>从BWB布局的不同应用环境的方案设计和性能评估进行论述;D. Roman等<sup>[14]</sup>采用CFL3D分别对三种BWB外形进行计算,并与NTF风洞试验数据进行对比;N. Qin等<sup>[15-16]</sup>对BWB布局的弯扭分布、型线外形等进行变化前后的气动效率对比分析;蒋瑾等<sup>[17]</sup>从不同外翼后掠角、展弦比、机翼面积和扭转角方面对BWB布局进行研究。E. Ting等<sup>[9]</sup>采用多种工程方法对TBW布局进行快速计算分析。A. T. Wick等<sup>[12,18]</sup>分别在低速风洞和NTF风洞进行HWB布局风洞试验,同时采用USM3D程序对该布局进行数值模拟分析。

航空飞行器带动力数值模拟研究,主要集中在出/入流边界的进气道或短舱内外流一体化模拟<sup>[19-26]</sup>和基于定常/非定常方式的外流螺旋桨滑流影响研究<sup>[27-30]</sup>等。例如C. M. Heath等<sup>[19]</sup>采用出/入流边界的数值模拟方法,对高超音速低音爆客机外形通气和喷流状态下地面压力分布进行研究;洪俊武等<sup>[24]</sup>运用TRIP2.0中出/入流边界对某S弯进气道进行内外流一体化模拟,并完成多种进气道主动流动控制方法研究;李博等<sup>[27]</sup>采用等效盘模型对某涡桨飞机进行螺旋桨滑流影响研究等。

为了更好地将风扇工况参数直接描述到内流涵道中进行快速全机动力影响分析,本文基于“亚

跨超CFD软件平台”(TRIP3.0)<sup>[23]</sup>(该软件采用结构网格技术和有限体积方法,通过数值求解三维任意坐标系下的RANS方程,开展飞行器亚跨超气动特性模拟和复杂流场分析),通过将等效盘模型应用到电动涵道风扇内外流一体化模拟中,完成对类BWB低速布局有无涵道动力下的气动特性分析,同时研究涵道附近流动变化对全机气动特性影响情况。

## 1 计算方法

### 1.1 控制方程

采用惯性笛卡儿坐标系,忽略彻体力,则Euler/Navier-Stokes方程可表达为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{NVIS}{Re} \cdot \left( \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} \right) \quad (1)$$

其中,

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho u h \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho v h \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho w h \end{bmatrix}, \mathbf{E}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ kT_x + u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ kT_y + u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ kT_z + u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} \end{bmatrix}。$$

式中:当 $NVIS=0$ 时,方程为Euler方程;当 $NVIS=1$ 时,则方程为N-S方程; $\rho$ 为微元密度; $u, v, w, p, e$ 和 $h$ 分别为 $x, y, z$ 方向的速度、压力、内能和总

焰。

### 1.2 等效盘模型

等效盘,就是将叶片旋转区设想为无厚度圆盘,前后气流与叶片前后气流参数相同。从等效盘前流入、盘后流出的气流按照时间平均、稳态近似来模拟叶片工作,即该圆盘对气流具有和叶片类似的作用效果。等效盘模型的工作原理示意图如图 1 所示<sup>[26]</sup>。

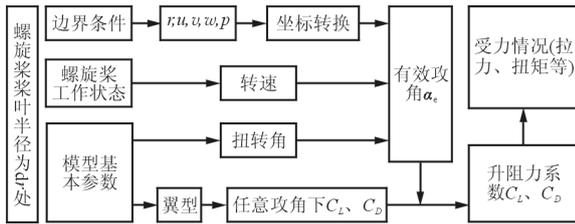


图 1 等效盘模型原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the actuator disk

根据螺旋桨的流动特点,分析等效盘气流参数的变化时,需假定:流体不可压,流动是定常的且稳定的,等效盘盘面前后压力不连续,轴向速度  $u$  连续,周向速度不连续。由假设可以得到: $\rho, \bar{u}, v_r$  在等效盘盘面上前后不变。在距离轮毂转轴为  $r$  处,取长度为  $dr$  的微元,任一瞬时作用在微元上的拉力、扭矩及盘前后压差可表示为

$$dT = \frac{1}{2} \rho W^2 c dr (C_L \cos \alpha_i - C_D \sin \alpha_i) \quad (2)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho W^2 c r dr (C_L \sin \alpha_i + C_D \cos \alpha_i) \quad (3)$$

$$\Delta p = \frac{N}{4\pi r} \rho W^2 c (C_L \cos \alpha_i - C_D \sin \alpha_i) \quad (4)$$

式中: $W$  为相对于叶片的合成速度大小; $c$  为桨叶弦长; $r$  为距旋转轴半径; $\alpha_i$  为半径  $r$  处桨叶叶型的几何安装角; $C_L, C_D$  为半径  $r$  处桨叶的升力、阻力系数; $\Delta p$  为盘前后压差; $N$  为叶片数量。

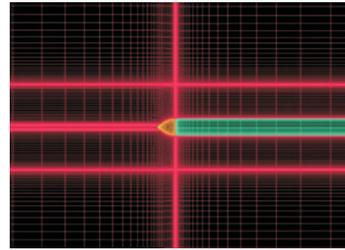
考虑到叶片尖部三维效应的影响,在等效盘模型中根据实际情况对叶尖进行适当三维效应修正<sup>[27]</sup>。

## 2 算例验证

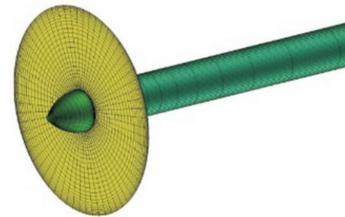
对某螺旋桨<sup>[16]</sup>进行等效盘模拟,该外形为单独螺旋桨,桨叶剖面采用 Clark Y 翼型,双叶,螺旋

桨直径为 0.76 m,螺旋桨 0.75r 处安装角范围为  $4^\circ \sim 22^\circ$ 。计算选取来流速度 30 m/s,转速 3 200 r/min,对应的安装角  $16^\circ$ 。

网格采用全对接结构网格,安装在轮毂前段的圆盘代替真实螺旋桨,网格采用 O 型结构拓扑,全模网格量约 91 万,螺旋桨网格示意图如图 2 所示。



(a) 对称面网格



(b) 表面网格

图 2 螺旋桨网格示意图

Fig. 2 Mesh of the propeller

将采用单独螺旋桨等效盘方法的计算结果与试验值结果和文献结果进行对比,如表 1 所示。

表 1 螺旋桨等效盘方法结果与试验值结果和文献结果对比

Table 1 Result comparison among the actuator model methods, test and literature of propeller

方法	拉力/N	误差/%	扭矩/(N·m)	误差/%
试验值	65.80	—	6.33	—
文献[27]	61.29	-6.85	6.52	2.92
文献[28]	64.81	-1.50	7.02	10.90
本文计算	60.08	-8.69	6.44	1.73

从表 1 可以看出:三种等效盘模型得到的拉力和扭矩值与试验值误差均在 11% 以内;文献[27]未进行三维效应修正,文献[28]和本文均引入三维效应修正,得到的扭矩值与试验值更接近,同时拉力相对无修正减小。这主要是由于三维效应的修正系数选取差异引起的,修正系数需根据实际情况需求给出。

### 3 单独涵道推力选取

在涵道动力选取上,主要以涵道动力大推力工况作为研究状态。在确定单独涵道大推力工况下的转速、安装角、叶片数量等参数后,将工况参数直接装配到全机有动力模拟中,并对比分析有无涵道动力下的升阻力及俯仰力矩系数。

该布局尾部安装两个电动涵道动力,每个涵道直径为 92.0 mm,叶片数为 12 个,75%半径处安装角选取  $38.5^\circ$ ,该站位弦长为 16.0 mm,转速选取 38 850.0 r/min,叶尖线速度达到 677.5 km/h,来流速度为 100.0 km/h。

首先对单独涵道进行计算分析,采用雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为 SA 模型,并引入低速预处理技术。计算网格为全对接结构网格,全模网格块数为 76 块,网格量 220 万,第一层网格距离为  $2.27 \times 10^{-5}$  m,单独涵道表面网格示意图如图 3 所示。

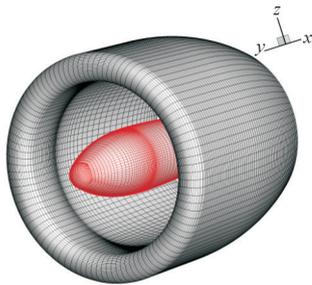


图 3 单独涵道表面网格示意图  
Fig. 3 Mesh of the ducted fan

通过计算得到:该状态单独涵道叶片推力为 31.15 N,扭矩为  $0.93 \text{ N} \cdot \text{m}$ ,涵道外形(包含涵道和轮毂)阻力为  $-8.60 \text{ N}$ 。

涵道风扇对称面马赫数云图如图 4 所示。

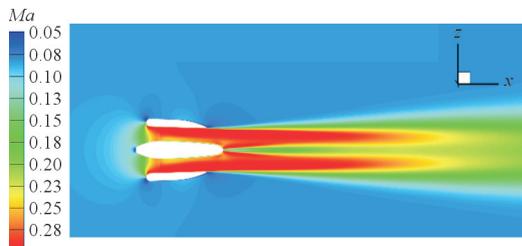


图 4 涵道风扇对称面马赫数云图  
Fig. 4 Mach distribution on symmetry section of ducted fan

从图 4 可以看出:涵道内速度明显增加,且高速区主要集中在叶片中外段。

## 4 全机分析

### 4.1 计算对象及网格

全机外形采用类 BWB 低速布局,将机身与机翼进行融合过渡,特别是在下表面存在较长平直段,可便于任务载荷或测量设备安装。为了增加飞行稳定性和操纵性,在尾部动力两侧加装立尾和高置平尾。同时,由于飞行速度较低,采用较大展弦比,且翼尖上弯,提高全机升阻特性,具体外形如图 5 所示。基本参数:翼展为 4.26 m,机长为 2.02 m,高度(不含起落架)为 0.38 m,机翼采用 Clark Y 翼型,尾翼采用 NACA0012 翼型。

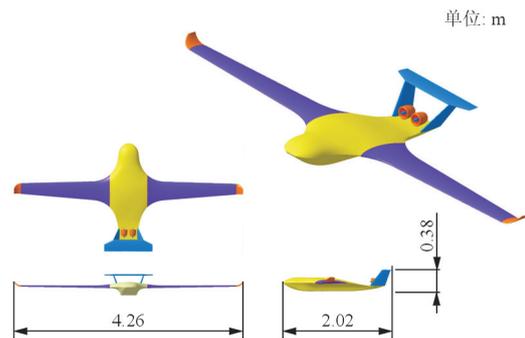


图 5 类 BWB 低速布局外形示意图  
Fig. 5 3D shape of BWB analog low-speed aerodynamics configuration

网格采用全对接结构网格,半模网格块数为 275 块,网格量为 2 800 万,第一层网格距离为  $2.27 \times 10^{-5}$  m,全机网格和局部示意图如图 6 所示,网格在涵道及附近进行适当加密,同时将全机分为六个部件,分别为机身、机翼内段、机翼外段、翼尖、垂尾及平尾。

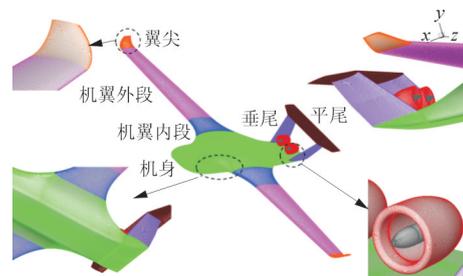


图 6 全机网格和局部示意图  
Fig. 6 Mesh of the aircraft and partial components

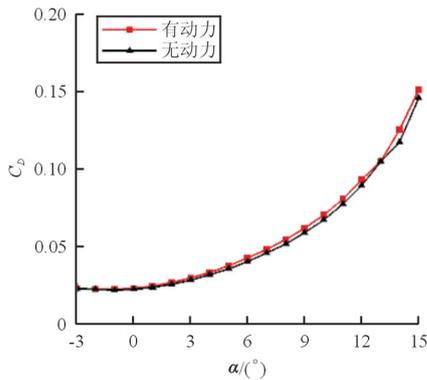
### 4.2 计算方法及状态

计算采用雷诺平均 N-S 方程,运用有限体积法离散控制方程,离散方程组求解采用 LU-SGS 方法,空间方向无粘项离散采用 MUSCL-Roe 格式,粘性项采用二阶中心格式离散,湍流模型为 SA 模型,同时引入低速预处理技术,运用大规模并行计算和多重网格技术加速收敛,涵道风扇动力采用等效盘模型进行模拟。

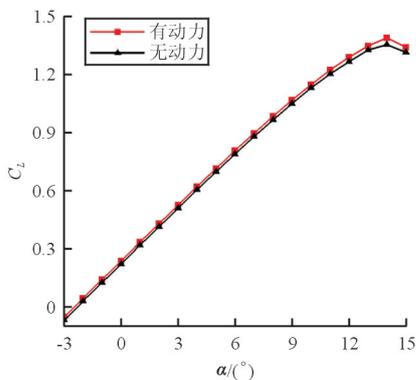
计算状态为来流速度 100 km/h,高度 500 m,迎角范围  $-5^{\circ} \sim 12^{\circ}$ ,同时对有无涵道动力分别进行计算,有动力涵道动力参数选取叶片数 12 个,75%半径处安装角  $38.5^{\circ}$ ,转速为 38 850.0 r/min。

### 4.3 气动特性分析

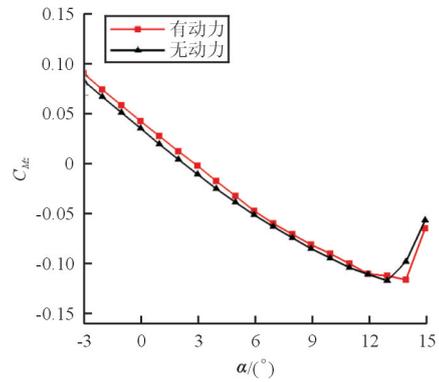
有无动力情况下全机阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数及升阻比如图 7 所示,且对涵道及轮毂部件不进行积分处理。



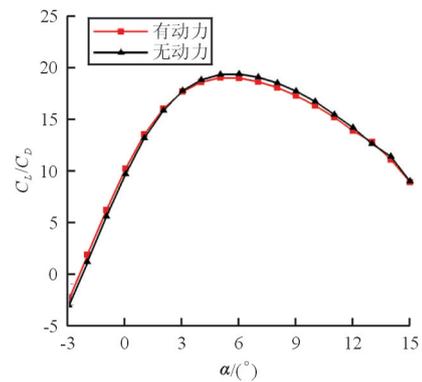
(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 俯仰力矩系数



(d) 升阻比

图 7 有无涵道气动特性

Fig. 7 Aerodynamic characteristics of Power-ON and Power-OFF

从图 7 可以看出:有无动力对升阻力系数影响较小,在迎角  $0^{\circ}$  时,有动力较无动力阻力增加约 1.3%,升力增加约 7.0%,升阻比增加约 5.6%;小迎角状态下,有动力较无动力升力和俯仰力矩趋势相同,且大小存在一定偏移量;有无动力对俯仰力矩系数影响较大,在迎角  $0^{\circ}$  时,有动力较无动力抬头力矩增加约 20.6%;有无动力状态下失速迎角均为  $14^{\circ}$  附近,且最大升阻比均在迎角  $5^{\circ}$  左右,最大升阻比约为 19.6。

无动力状态下的全机各部件升力(不含涵道轮毂)如图 8 所示。可以看出:机翼外段提供主要升力,机身和机翼内段提供次要升力,且机身和机翼升力两者大小相近;翼尖产生的升力很小,垂尾和平尾产生部分负升力。

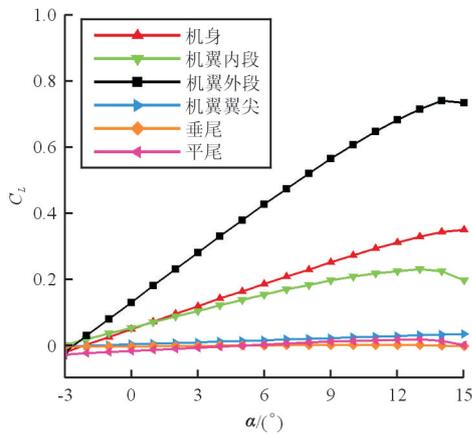


图8 无动力下全机各部件升力

Fig. 8 Lift coefficient of parts with Power-OFF

为了进一步分析有无动力对升力的影响,有无涵道下的全机各部件升力系数差量的分布如图9所示。

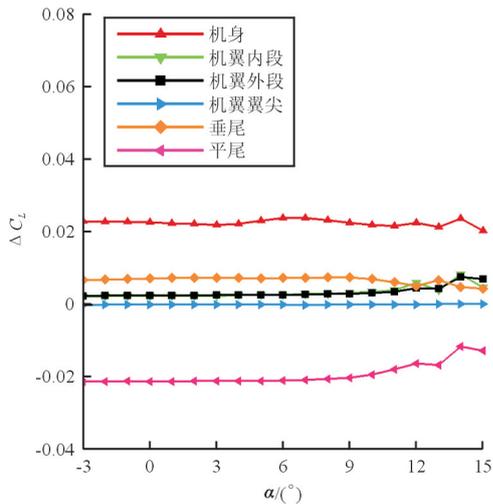


图9 有无动力下全机各部件升力系数差量

Fig. 9 Lift coefficient differential of parts with Power-OFF and Power-ON

从图9可以看出:有动力相对无动力状态而言,不同迎角各部件升力差量近似常值,即存在一定偏移量,特别是小迎角下各部件升力差量随迎角变化不明显;有无动力状态下,机身升力增加最为明显,平尾则减小最为明显,小迎角下两者差量均接近0.02,例如迎角 $0^\circ$ 时,机身和平尾升力在有动力状态下较无动力分别增加0.0228和-0.0211,分别占无动力状态升力的10.4%和-9.6%;有动力对垂尾、机翼内段和外段均有一定增升作用,对翼尖影响量接近于0,即越靠近涵道风扇及其流向

位置,升力变化越明显。

有无涵道下的全机各部件阻力系数差量分布如图10所示。

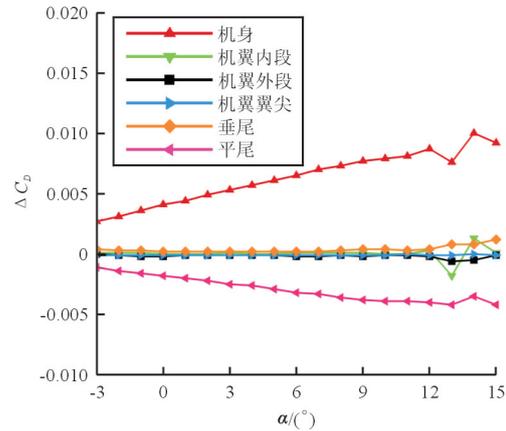


图10 有无动力下全机各部件阻力系数差量

Fig. 10 Drag coefficient differential of parts with Power-OFF and Power-ON

从图10可以看出:机身阻力增加明显,平尾阻力减小最为显著。平尾阻力减小主要是涵道动力引起的下洗流使平尾迎角减小,进而升力和阻力均有下降;机身升阻力增加原因主要是涵道对前方区域气流抽吸作用,引起机身中后段上表面流速增加,摩擦阻力增加,表面压力降低。而机身中后段上表面压力的降低,会产生向上(升力)和向后(阻力)的垂直于机身表面的吸力。

有无涵道下的全机各部件俯仰力矩系数差量分布情况如图11所示。

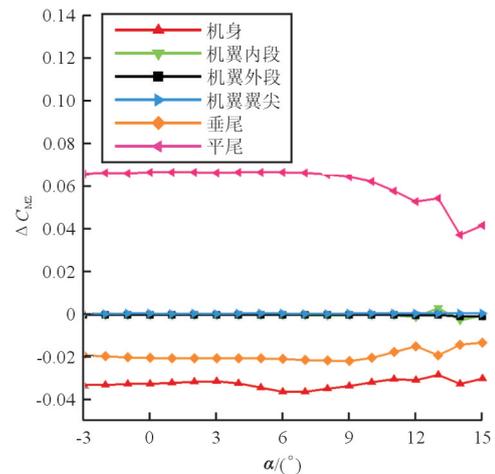


图11 有无动力下全机各部件俯仰力矩系数差量

Fig. 11 Pitching moment coefficient differential of parts with Power-OFF and Power-ON

从图 11 可以看出:有动力状态下各部件俯仰力矩相对无动力状态在小迎角下存在明显平移,且平尾产生抬头力矩增量相对其他部件更大;机身和垂尾产生低头力矩,增量大小仅次于平尾;机翼内段、外段及翼尖俯仰力矩基本不变。

#### 4.4 流场影响分析

迎角 5°情况下有无动力上下表面压力云图对比如图 12 所示。

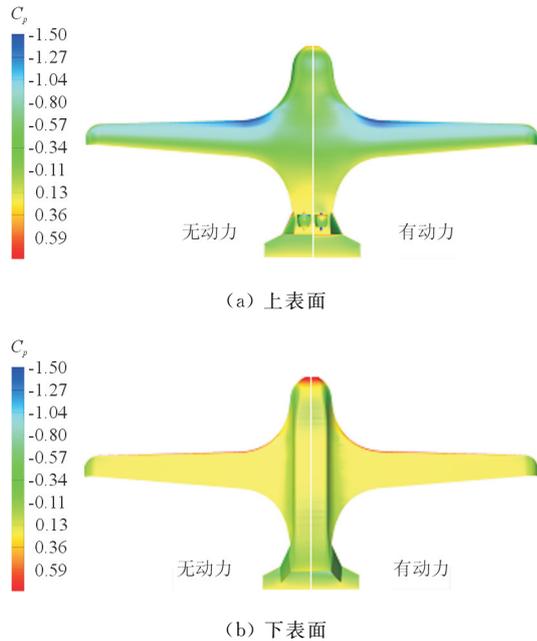


图 12 有无动力下表面压力云图

Fig. 12 Pressure coefficients distribution at up and down surface with Power-OFF and Power-ON

从图 12(a)可以看出:在全机前段部分,有无动力状态的压力分布基本相同;在全机后段部分,有无动力状态的压力分布差异明显;机身后段上表面,即涵道前方有动力状态的压力较无动力的更低;有动力下涵道唇口外侧较无动力的出现明显高压区,而轮毂表面压力则出现明显低压区;在平尾内侧前缘,有动力状态较无动力出现明显高压区,而平尾外侧前缘两者压力分布基本相同。

从图 12(b)可以看出:有无动力对下表面影响不明显,仅在平尾下表面存在差异,即有动力较无动力平尾下表面存在较明显的低压区。

迎角 5°情况下有无动力对称面机尾部分压力云图及流线示意图如图 13 所示。

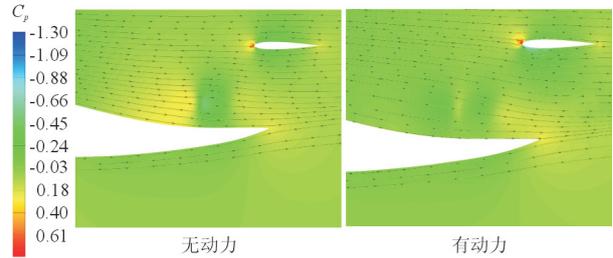


图 13 有无动力机尾部分对称面压力云图及流线对比

Fig. 13 Pressure coefficients distribution and streamline of symmetry section of tail with Power-OFF and Power-ON

从压力云图上看,有动力机身后段上表面空间方向压力较无动力的低,下表面两者基本相同;在平尾剖面驻点位置分布上,有动力较无动力状态驻点位置偏向平尾上表面。从对称面流线分布看,机身后段上表面流线在无动力基本呈均匀分布,而有动力呈明显收缩状态,下表面两者基本相同;在平尾附近有动力较无动力状态气流方向明显偏下。这主要是由于涵道动力对机身后段和平尾附近的气流抽吸作用引起,使得机身后段上表面气流速度增加,压力减小,同时出现平尾前方气流方向偏下,平尾有效迎角减小现象。

有无动力下展向站位  $z=0.08$  m 处马赫数云图对比如图 14 所示。

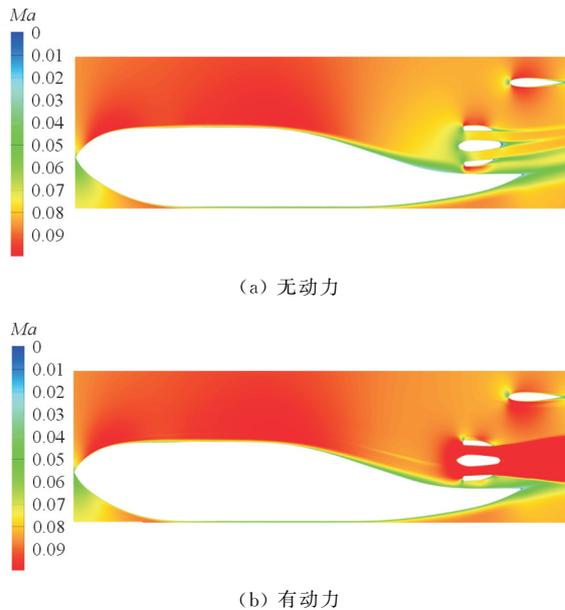
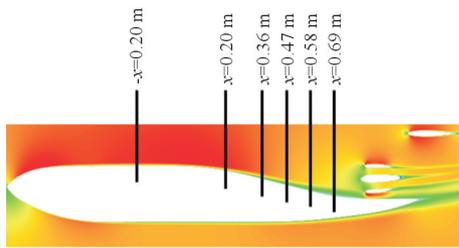


图 14 有无动力下展向站位  $z=0.08$  m 处马赫数云图对比

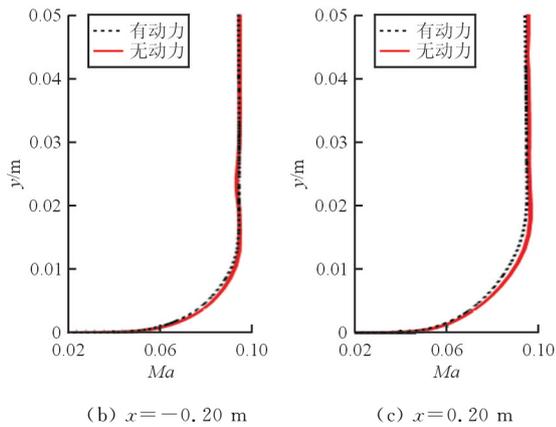
Fig. 14 Mach distribution at  $z=0.08$  section with Power-OFF and Power-ON

从图 14 可以看出:两者在机身前端和下表面马赫数分布基本相近,在靠近涵道入口附近的机身上表面区域差异较大,表现为有动力状态涵道附近区域马赫数增加明显。

为了进一步分析涵道动力对前方流动的影响,分别对有无动力下展向站位  $z=0.08\text{ m}$  处机身上表面竖直方向马赫数分布情况进行对比,如图 15 所示。可以看出:有动力状态下,机身上表面附近马赫数较无动力状态大;越靠近涵道入口处,有动力引起的机身附近马赫数增量越明显。

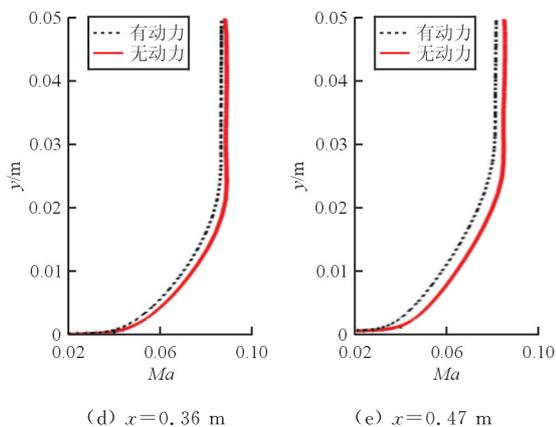


(a)  $x$  方向各站位分布示意图



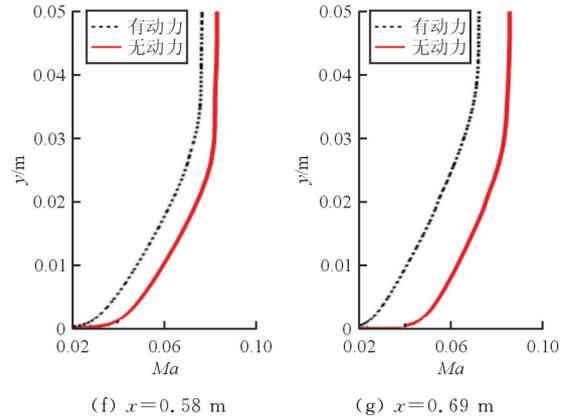
(b)  $x = -0.20\text{ m}$

(c)  $x = 0.20\text{ m}$



(d)  $x = 0.36\text{ m}$

(e)  $x = 0.47\text{ m}$



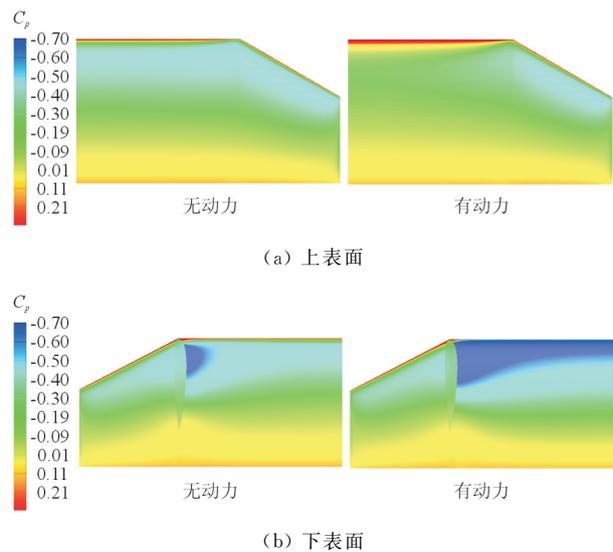
(f)  $x = 0.58\text{ m}$

(g)  $x = 0.69\text{ m}$

图 15 有无动力下展向站位  $z=0.08\text{ m}$  机身上表面竖直方向马赫数分布

Fig. 15 Mach distribution in vertical direction at  $z=0.08$  section with Power-OFF and Power-ON

有无动力情况下,平尾表面压力云图及压力系数沿展向分布如图 16 和图 17(间断区域为平尾和垂尾结合区域)所示。涵道动力对平尾外侧压力分布影响很小,对平尾内侧压力分布影响明显;在平尾内侧上表面(图 16 右图所示),有动力低压区较无动力更大,这与图 17 平尾压力系数分布一致,平尾对称面无动力吸力峰约为  $-0.39$ ,而有动力为  $-0.86$ 。



(a) 上表面

(b) 下表面

图 16 有无动力平尾表面压力云图对比

Fig. 16 Pressure distribution of horizontal tail with Power-OFF and Power-ON

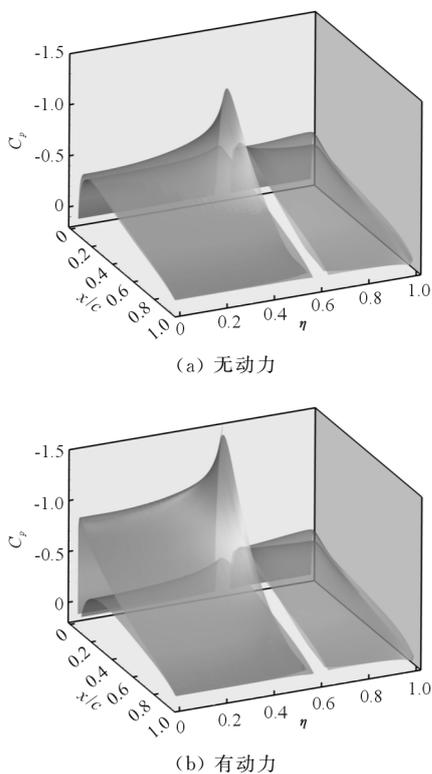


图 17 有无动力平尾压力系数沿展向分布对比  
Fig. 17 Pressure coefficients distribution of horizontal tail with Power-OFF and Power-ON

迎角  $5^\circ$  情况下有动力全机压力云图及空间流线示意图如图 18 所示,其中涵道动力部分云图为马赫数云图。

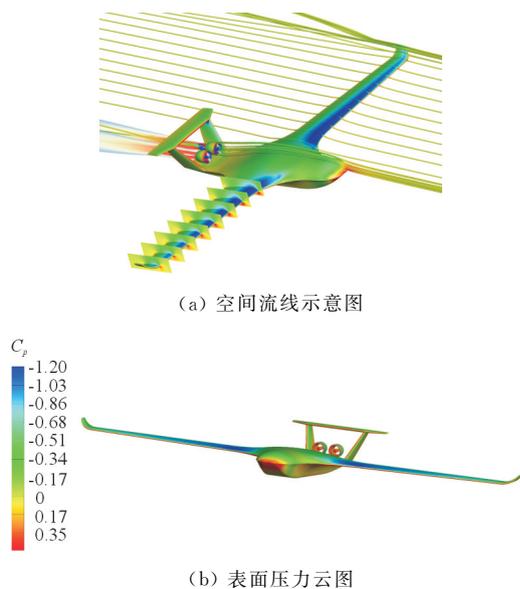


图 18 有动力全机空间流线示意图及压力云图  
Fig. 18 Streamline and pressure coefficients distribution of aircraft with Power-ON

从图 18 可以看出:低压区主要集中在机翼内段和中段,同时机身上方附近气流明显被涵道捕获。

## 5 结 论

(1) 尾部布置的涵道动力主要对全机后段压力分布影响显著,而对全机前段及机翼中外段压力分布影响不明显。

(2) 尾部布置的涵道动力对机身后段及尾翼产生抽吸作用,加速机身后段上表面气流速度,同时减小内侧平尾有效迎角,使全机俯仰力矩产生一定影响。

(3) 在小迎角状态下,涵道动力对机身增升作用明显,同时会产生明显低头力矩,但对平尾作用正好相反,且两者增量大小基本相当,使得全机增升效果不显著,俯仰力矩变化较小;该布局平尾设计中,在相同面积下可采用大展弦比设计,减小尾部动力对内侧平尾效率干扰。

(4) 下一步可对该布局的尾翼布置、涵道唇口及机身型面等进行优化,提高全机升阻特性,同时可基于 Pixhawk 开源飞控等技术进行快速模型飞行试验或初步气动弹性模型飞行试验研究。

## 参 考 文 献

- [1] 张帅,夏明,钟伯文. 民用飞机气动布局发展演变及其技术影响因素[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 30-44.  
Zhang Shuai, Xia Ming, Zhong Bowen. Evolution and technical factors influencing civil aircraft aerodynamic configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 30-44. (in Chinese)
- [2] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等. 民机的一种新型布局形式—翼身融合体飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 49-59.  
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. A new type of transport-blended wing body aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 49-59. (in Chinese)
- [3] Greitzer E M, Bonnefoy P A, de La Blance, et al.  $N^+3$  aircraft concept designs and trade studies[R]. NASA CR-216794, 2010.
- [4] Mangelsdorf M. Environmentally responsible aviation  $N^+2$  advanced vehicle concepts NRA status [R]. NASA-2011-0015351, 2011.
- [5] Potsdam M A, Page M A, Liebeck R H. Blended wing body analysis and design[R]. AIAA-97-2317, 1997.
- [6] Brown N. Next generation transport concepts and enabling technology research[R]. NASA-2014-0011013, 2014.
- [7] Liebeck R H. Blended wing body design challenges[R]. AIAA-2003-2659, 2003.

- [8] Jeffrey T C, Brian M Y, Raymond C S, et al. Structural optimization study of the D8 double-bubble composite fuselage[R]. AIAA-2017-0508, 2017.
- [9] Ting E, Reynolds K, Nguyen N, et al. Flight performance analysis of the truss-braced wing aircraft[R]. AIAA-2014-2597, 2014.
- [10] Gur O, Schetz J A, Mason W H. Aerodynamic considerations in the design of truss-braced wing aircraft[R]. AIAA-2010-4813, 2010.
- [11] Gallman J W, Smith S C, Kroo I M. Optimization of joined-wing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 897-905.
- [12] Wick A T, Hooker J R, Clark C M, et al. Powered low speed testing of the hybrid wing body[R]. AIAA-2017-0100, 2017.
- [13] Felder J L, Kim H D, Brown G V. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft[R]. AIAA-2009-1132, 2009.
- [14] Roman D, Allen J B, Liebeck R H. Aerodynamic design challenges of the blended-wing-body subsonic transport [R]. AIAA-2000-4335, 2000.
- [15] Qin N, Vavalle A, Le Moigne A, et al. Aerodynamic studies for blended wing body aircraft[R]. AIAA-2002-5448, 2002.
- [16] Qin N, Vavalle A, Le Moigne A, et al. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(6): 321-343.
- [17] 蒋瑾, 钟伯文, 符松. 翼身融合布局飞机总体参数对气动性能的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 278-289.  
Jiang Jin, Zhong Bowen, Fu Song. Influence of overall configuration parameters on aerodynamic characteristics of a blended-wing-body civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 278-289. (in Chinese)
- [18] Wick A T, Hooker J R, Walker J, et al. Hybrid wing body performance validation at the national transonic facility[R]. AIAA-2017-0099, 2017.
- [19] Heath C M, Slater J W, Rallabhandi S K. Inlet trade study for a low-boom aircraft demonstrator[R]. AIAA-2016-4050, 2016.
- [20] Tompkins D M, Sexton M R, Mugica E A, et al. Computational evaluation of inlet distortion on an ejector power hybrid wing body at takeoff and landing conditions [R]. AIAA-2016-0264, 2016.
- [21] Flamm J D, James K D, Bonet J T. Overview of ERA integrated technology demonstration (ITD) 51A ultra-high bypass (UHB) integration for hybrid wing body (HWB) [R]. AIAA-2016-0007, 2016.
- [22] Kim H, Harding D, Gronstal D T, et al. Aerodynamic design of hybrid wingbody with nacelle: N3-X propulsion-airframe configuration[R]. AIAA-2016-3875, 2016.
- [23] 王运涛, 王光学, 张玉伦. 采用 TRIP2.0 软件计算 DLR-F6 构型的阻力[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(1): 108-113.  
Wang Yuntao, Wang Guangxue, Zhang Yulun. Drag prediction of DLR-F6 configuration with TRIP2.0 software [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(1): 108-113. (in Chinese)
- [24] 洪俊武, 陈晓东, 张玉伦, 等. 主动流动控制技术的初步数值研究[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(4): 402-407.  
Hong Junwu, Chen Xiaodong, Zhang Yulun, et al. The primary numerical research of active control technology in flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4): 402-407. (in Chinese)
- [25] 杨国才. 论机动飞机机体/进气道一体化[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 103-107.  
Yang Guocai. Review of airframe/inlet integration of maneuver fighter aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 103-107. (in Chinese)
- [26] 李博, 梁德旺. Y形进气道流场数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(1): 6-10.  
Li Bo, Liang Dewang. Numerical computation for a bifurcated Y-inlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics et Astronautics, 2004, 36(1): 6-10. (in Chinese)
- [27] 杨小川, 王运涛, 王光学, 等. 螺旋桨非定常滑流的高效数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(3): 289-294.  
Yang Xiaochuan, Wang Yuntao, Wang Guangxue, et al. Numerical simulation of unsteady propeller slipstream[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(3): 289-294. (in Chinese)
- [28] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 845-852.  
Li Bo, Liang Dewang, Huang Guoping. Propeller slipstream effects on aerodynamic performance of turbo-prop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 845-852. (in Chinese)
- [29] 许和勇, 叶正寅. 螺旋桨非定常滑流数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 148-153.  
Xu Heyong, Ye Zhengyin. Numerical simulation of unsteady propeller slipstream[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 148-153. (in Chinese)
- [30] 张刘, 白俊强, 李华星, 等. 螺旋桨滑流与机翼之间气动干扰影响研究[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 87-91.  
Zhang Liu, Bai Junqiang, Li Huaxing, et al. Research on aerodynamic interference for propeller slipstream over the wing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(2): 87-91. (in Chinese)

### 作者简介:

**杨小川**(1988—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 旋转机械数值模拟、气动弹性耦合计算。

**王运涛**(1967—)男, 博士, 研究员, 博导。主要研究方向: 计算空气动力学、高性能计算。

**孙岩**(1986—)男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 气动弹性耦合计算、动态网格变形方法。

**孟德虹**(1982—)男, 硕士, 助理研究员。主要研究方向: 计算气动声学、气动弹性耦合计算。

**洪俊武**(1974—)男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 进气道设计、高性能计算。

(编辑: 赵毓梅)