

边界层抽吸效应对分布式推进系统气动性能影响数值研究

崔容^{1,2}, 潘天宇^{1,2}, 李秋实^{1,2}, 张健³

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 中国航空发动机集团 重大专项工程, 北京 100097)

摘 要: 为探究边界层抽吸(BLI)效应对飞机的气动性能影响,采用基于沿流线体积分模型的飞机/发动机一体化数值模拟方法对某分布式推进系统进行了计算和分析。结果显示,BLI效应主要影响飞机中心体部分及发动机外整流罩的气体流动,对翼身融合体(BWB)的融合段及外翼段的升阻力影响较小。保持飞行条件和飞行攻角不变,飞机的升、阻力系数均随着无量纲化的发动机流量增加而增大,存在最佳无量纲化的发动机流量对应最大升阻比。发动机的安装位置直接影响机身表面的局部超声区和整流罩外的激波分布,布局在机身尾缘处会获得更好的升阻比,最大升阻比对应的无量纲化的发动机流量为0.65。

关键词: 分布式推进系统; 翼身融合体; 边界层抽吸; 沿流线体积分模型; 内/外流一体化计算

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation on the effects of boundary layer ingestion on aerodynamic performance of distributed propulsion system

CUI Rong^{1,2}, PAN Tianyu^{1,2}, LI Qiushi^{1,2}, ZHANG Jian³

- (1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Department of Major Specific Project, Aero Engine Corporation of China, Beijing 100097, China)

Abstract: To explore the effect of boundary layer ingestion (BLI) on the aerodynamic performance of aircraft, the aircraft/engine integrated simulation method based on the streamwise-body-force model was used to calculate a distributed propulsion system. Results show that BLI mainly affect the flow field of center body parts and cowling of engines, but yield small impact on lift and drag of the blending field and outer wing of BWB. Under the

收稿日期: 2017-11-19

基金项目: 国家自然科学基金重点基金(51636001); 航空动力基金(6141B090315)

作者简介: 崔容(1989—),女,博士生,主要从事内外流一体化数值模拟研究。

通讯作者: 潘天宇(1989—),男,博士,主要从事叶轮机械流动不稳定性研究。E-mail: pantianyu@buaa.edu.cn

引用格式: 崔容,潘天宇,李秋实,等. 边界层抽吸效应对分布式推进系统气动性能影响数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(5): 1076-1083. CUI Rong, PAN Tianyu, LI Qiushi, et al. Numerical investigation on the effects of boundary layer ingestion on aerodynamic performance of distributed propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1076-1083.

same flying conditions and constant angle of attack, the lift coefficient and drag coefficient increase with the increase of the non-dimensional mass flow rate of the engines. Therefore, a best non-dimensional mass flow rate of the engines corresponding to maximum lift-to-drag ratio exists. Engine installation location directly influences the localized supersonic flow of fuselage surface and the shock wave distribution of cowling. Layout of engines at the trailing edge could get better lift-to-drag ratio, where the non-dimensional mass flow rate of the engines corresponding to maximum lift-to-drag ratio is 0.65.

Key words: distributed propulsion system; blended wing body;
boundary layer ingestion; streamwise-body-force model;
internal/external flow filed integrated simulations

随着民航客机对低油耗、低噪声的不断需求,筒体-机翼构型飞机可挖掘的潜力已经越来越小,翼身融合布局被认为是最有可能替代传统客机的设计方案^[1-3]。翼身融合结合分布式推进系统,不仅能突破传统涡扇发动机的极限涵道比^[4-5],同时通过发动机对机身边界层摄入和对机身尾迹填补的耦合作用,将实现更高的升阻比、更低的耗油率以及低污染、低噪声的飞行环境^[6-8]。

新布局同样也带来了新挑战^[9-10]:对于常规吊舱式飞行器而言,机身与发动机的位置有一定距离,其相互干扰较小,在设计过程中一般予以忽略;而分布式推进系统使用多个小型发动机替代大尺寸发动机,半埋入于翼身融合体(BWB)上表面,通过边界层抽吸(BLI)技术来提升整体效益,此时的内/外流场耦合作用明显,飞机/发动机的一体化设计和性能评估方法成为焦点。本文采用了基于前期沿流线体积力模型工作发展的一种飞机/发动机一体化快速数值模拟方法,对这种翼身融合布局的飞行器进行了计算,揭示了 BLI 效应对整机气动性能的影响,并研究了对 BLI 效应有显著影响的关键参数,为发动机与飞机之间的相互匹配工作提供指导依据,加快飞机/发动机一体化设计的工程周期。

1 一体化数值模拟方法简介

在分析 BLI 效应对整机气动性能影响之前,发展飞机/发动机一体化数值模拟方法成为亟待解决的问题。直接对 BWB 机身与多台发动机进行数值模拟将耗费巨大的计算资源和时间,在工程上几乎无法实现^[11]。目前,为了避免一体化数值模拟的巨大计算量,可行的方法一是在外流计算中给定均匀反压出口边界条件^[12-13]替代发动机的进口截面,给定流量进口边界条件替代发动机的出口截面;二是采用周向平均的体积力模型替

代压气机^[14-17],以源项方式加入外流计算。前者节省了大量计算资源,但并不能完全真实地反映内外流动的耦合影响。后者精度较高,但由于其仍保留了轮毂和机匣的几何,对计算资源的需求较高,使得此方法用于飞机/发动机一体化设计的工程周期过长。

本文数值模拟工作基于文献[18]中的沿流线体积力模型(streamwise-body-force model, SBFM)的一体化数值模拟方法,该方法对响应畸变进口的风扇/压气机建立力学模型,将转/静子的整级作用力以源项形式加入定常 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)求解,可快速应用于内外流场的一体化数值计算,并较为真实地反映飞机/发动机的耦合影响。

假设气流沿着发动机轴向进入风扇,转子的旋转使气流偏转,产生周向分量,但静子使气流偏转回来,抵消速度的周向分量,整级的作用使气流的方向未发生大的改变,因此可假设压气机对气流作用力平行于气体的流动方向。选取整个压气机/风扇进出口截面及机匣内壁形成的控制体,如图 1 所示,假设管道内替代整个压气机的区域由无数个流管叠加而成,且每个流管的特性都能与原压气机的特性保持一致;进一步假设每个流管都沿流向被切分为无穷多个微元体,串联而成的整体特性仍满足原压气机的总压比和绝热效率特性,则可认为整体的管道模型仍能反映原压气机的特性。

对模型中的微元体进行受力分析,假设单位质量的微元体均受到两个力 F 与 f , F 平行于流线切线并沿与气体流动方向相同, F 使得气体的压力升高; f 平行于流线切线但与气体流动方向相反, f 阻碍气体流动且产生摩擦力;微元体受到的合力 Φ 仍沿着流线方向。在合力 Φ 的作用下,气体流经微元体后总压、总温升高。对微元体的动

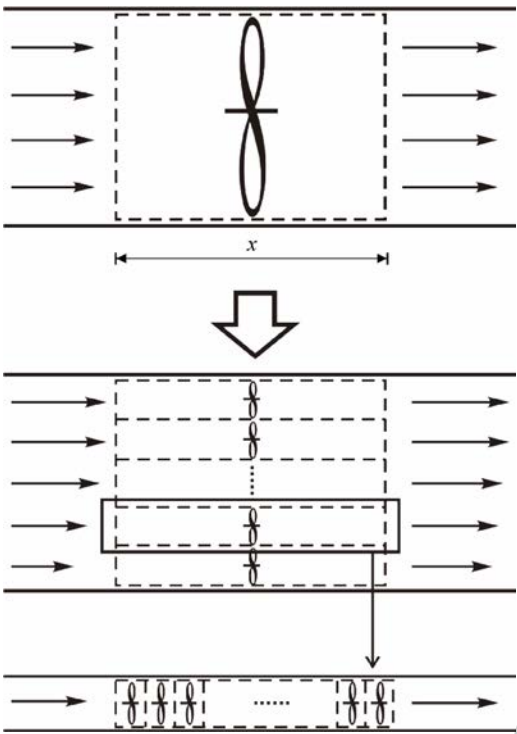


图 1 SBFM 简化过程^[18]

Fig. 1 Process of simplification of SBFM^[18]

量方程及能量方程进行简化和推导,合力 Φ 及其做功 $\dot{W}_\Phi$ 项可表达为

$$\Phi = \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial x} \quad (1)$$

$$\dot{W}_\Phi = -\rho V \frac{\partial h^*}{\partial x} \quad (2)$$

其中 ρ 、 p 和 V 分别表示气体的密度、静压和速度, h^* 表示单位质量气体的滞止焓, $\partial p / \partial x$ 、 $\partial V / \partial x$ 及 $\partial h^* / \partial x$ 分别被定义为体积力系数 f_p 、 f_v 及 f_{h^*} , 可在微元体中进一步求解, 结合原压气机的性能特性, 最终可表达为当地变量的函数, 详见文献^[18]。

将 Φ 及 $\dot{W}_\Phi$ 作为源项分别对应添加到 RANS 方程组的动量方程及能量方程中, 原有的压气机则被分布式的沿流线体积力源项场替代, 称为 SBFM。SBFM 分别在低速、跨声速轴流压气机试验台上得到验证。将此模型应用到一体化的计算中, 得到的数值模拟结果与风洞试验获得的升力系数(C_L)、阻力系数(C_D)随攻角(α)的变化曲线如图 2 和图 3 所示。

此方法与试验结果的变化趋势基本一致, 特别在小攻角下重合度较高, 因此认为将 SBFM 应用于外流场来实现内/外流场一体化数值模拟的方法是可行的。

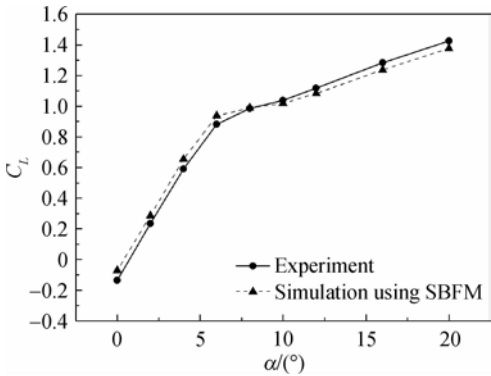


图 2 升力系数-攻角变化曲线^[18]

Fig. 2 Variation of lift coefficient with different angles of attack^[18]

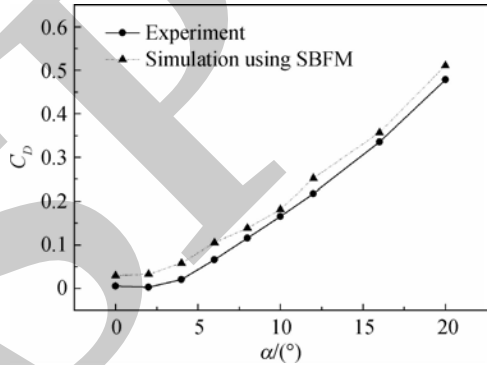


图 3 阻力系数-攻角变化曲线^[18]

Fig. 3 Variation of drag coefficient with different angles of attack^[18]

2 研究对象及 CFD 模型

本文选取的 BWB 模型由中心体、过渡段和外翼段组成。分布式推进系统半埋入于中心体的上表面, 并靠近飞机尾缘。CFD 网格如图 4 所示, 采用 C-H 型结构网格, 由于此模型无垂尾, 结构相对简单, 故内、外流场均采用六面体结构化网格, 经网格无关性验证, 综合考虑计算资源及计算精度后, 最终选取的网格节点数约 150 万。选用 Spalart-Allmaras 湍流模型及基于密度的双精度

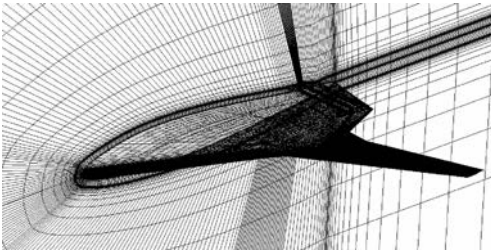


图 4 分布式推进系统的 CFD 网格

Fig. 4 CFD mesh of distributed propulsion system

隐式耦合算法进行 RANS 求解。远场条件为压力远场,机身及机翼设定为无滑移固壁边界。

3 结果与讨论

发动机抽吸机身边界层将改变机身表面的压力分布从而影响飞行器设计的宏观性能参数——升阻比。本文主要针对发动机流量和发动机位置两个 BWB 布局气动性能关键参量展开模拟研究,探究升阻比的变化规律,并根据流场细节揭示其中的物理根源。

3.1 边界层抽吸量的影响

风扇流量与风扇总压比及绝热效率密切相关,在特定转速下,对于确定的风扇流量,风扇总压比及绝热效率既定。在飞机与发动机强耦合布局的情况下,风扇性能的改变将直接影响飞机外部的流场分布,因而飞机的整体气动性能也将随之变化。这使得风扇的进气条件变成未知,飞机及风扇的设计条件都变得模糊,两者之间如何匹配更是成为难题。风扇流量,对于飞机外流而言即机身表面边界层的抽吸流量,既是风扇本身的关键参数,又直接对飞机外流场产生影响,因此成为飞机与发动机匹配的关键参数。此节对风扇流量进行了无量纲化,分析了无量纲化风扇流量对飞机升、阻力的影响。

在相对坐标系下,将发动机置于远前方均匀自由流时通过的流量定义为理想捕获流量,如图 5 所示。发动机实际流量与理想捕获流量的比值 C_{mfr} 定义为

$$C_{mfr} = \frac{\dot{m}_{fans}}{\rho_0 V_0 A_{in}} \tag{3}$$

其中 $\dot{m}_{fans}$ 表示进入风扇的流量, A_{in} 表示发动机进口面积, ρ_0 、 V_0 分别表示远场来流的密度、速度。

算例采用的远场边界条件由表 1 给出。算例中体积力的改变直接影响风扇的流量,从而改变发动机外部的流场特性。 C_{mfr} 在物理上表征着发动机进口的实际流量与理想捕获流量之比。计算过程中,添加的体积力模型从零开始逐

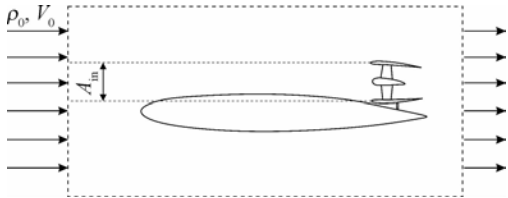


图 5 理想捕获流量的定义

Fig. 5 Definition of ideal captured mass flow rate

表 1 远场边界条件

Table 1 Far-field boundary conditions

参数	数值
飞行马赫数	0.85
飞行高度/m	11 000
静压/Pa	22 700
静温/K	216.7
攻角/(°)	2.8

渐增加, C_{mfr} 也随之增加,直到喷管达到流量极限。定义升力系数 $C_L = L / (0.5 \rho_0 V_0^2 S_{ref})$ 和阻力系数 $C_D = D / (0.5 \rho_0 V_0^2 S_{ref})$, 其中 L 为升力, D 为阻力, S_{ref} 为等效梯形翼面积。计算结果将主要围绕 BLI 效应对升、阻力系数和飞机中心截面的流动情况展开讨论。

图 6 显示了飞机整体升阻比 C_L/C_D 与 C_{mfr} 的变化关系。随着 C_{mfr} 的逐渐增加,升阻比呈现出先升后降的趋势。当 $C_{mfr} \leq 0.65$ 时,升阻比逐渐增大;当 $C_{mfr} > 0.65$ 时,升阻比开始下降。

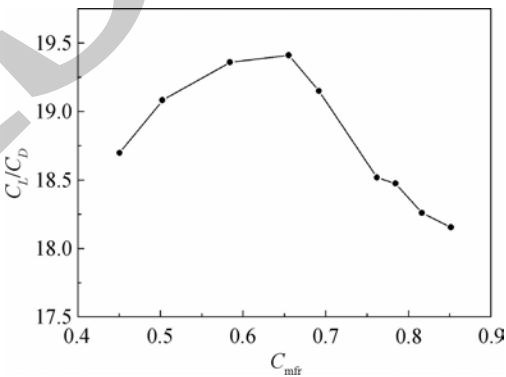


图 6 升阻比随 C_{mfr} 的变化

Fig. 6 Variation of lift-to-drag ratio with C_{mfr}

为进一步探究升阻比变化的原因,将整机拆分成中心体、过渡段、外翼段及发动机整流罩等多个部分(如图 7 所示),对 C_{mfr} 如何影响升力、阻力系数展开详细探究。

升力、阻力系数的变化规律如图 8、图 9 所示,结果表明整机的升力系数与 C_{mfr} 之间几乎呈线性增加,阻力系数在整体上随 C_{mfr} 增大而增加,但在 $C_{mfr} > 0.65$ 后斜率变大,增速加快,因此整体的升阻比呈现了先升后降的趋势,存在最佳 $C_{mfr} = 0.65$ 。

分别观察整体模型各部分表面的升、阻力系数,对于过渡段和外翼段而言,升、阻力系数随

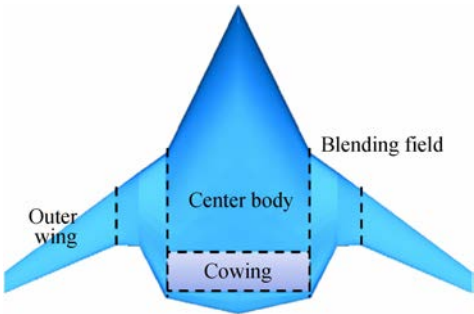


图 7 BWB 结构
Fig. 7 Components of BWB

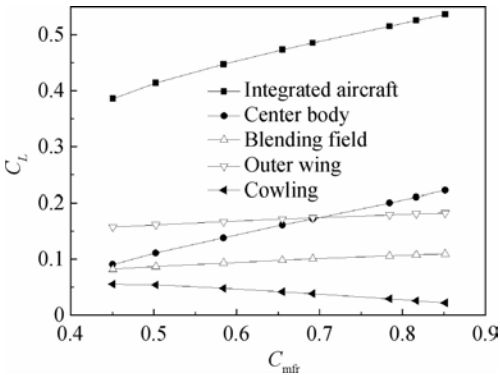


图 8 升力系数随 C_{mfr} 的变化
Fig. 8 Variation of lift coefficient with C_{mfr}

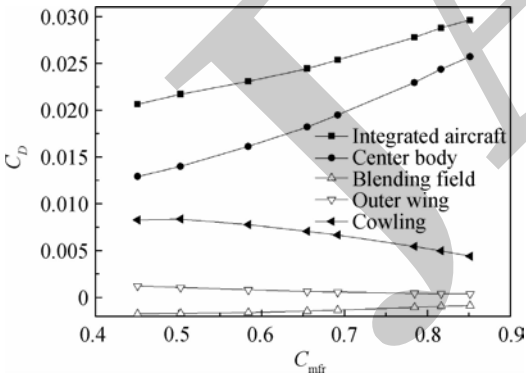


图 9 阻力系数随 C_{mfr} 的变化
Fig. 9 Variation of drag coefficient with C_{mfr}

C_{mfr} 的变化并不明显,而中心体和整流罩外表面的变化较大。中心体表面的升力系数与阻力系数变化与整机保持一致,升力系数随 C_{mfr} 近似呈线性增加,阻力系数随 C_{mfr} 增大而增加,并且斜率变大。对于整流罩而言,表面的升力系数及阻力系数随 C_{mfr} 增大均呈下降趋势。

以上分析锁定了 BLI 效应的主要影响区域为中心体和整流罩,因此分析这两个部分的静压分布情况。图 10 显示了三种不同的 C_{mfr} 下,中心

体上表面及整流罩外表面的静压分布。当不施加体积力时(压气机不做功),流经内流道的 $C_{mfr} = 0.45$,此时整流罩表面前半部分静压较低,造成了整流罩整体的阻力偏高。而中心体表面上,发动机前的高压产生了较大的逆压梯度。加入体积力模型,对内流道气流做功后,内流道的流量增加。对比 $C_{mfr} = 0.65, 0.85$ 两种情况,当 C_{mfr} 增加时,发动机前的静压随之降低。其根本原因是随着边界层抽吸流量增加,中心体上表面的气体流动速度加快,气体静压也随之降低。

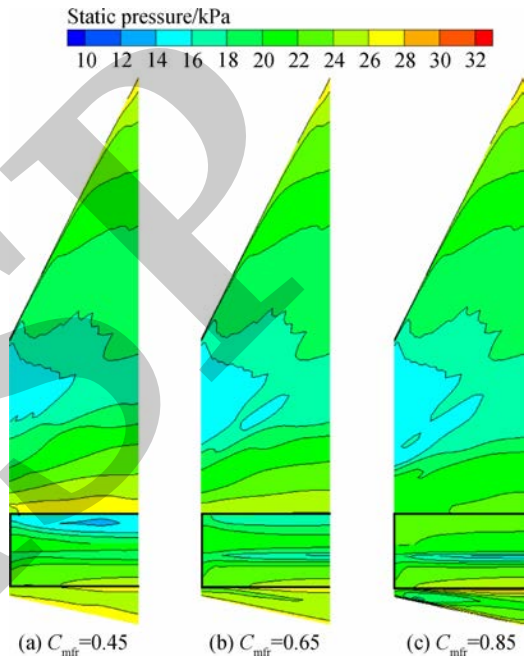


图 10 中心体上表面及整流罩外表面的静压分布随 C_{mfr} 的变化
Fig. 10 Static pressure distributions on upper surface of center body and outer surface of cowling for different C_{mfr}

计算模型中心截面上的马赫数 (Ma) 分布如图 11 所示。当 $C_{mfr} = 0.45$ 时,中心体上表面的边界层在局部超声区后开始迅速发展,并在发动机进口前形成了较大的边界层低速流动区。在大逆压梯度下,这部分并未完全吸入发动机内的低速流体溢出到整流罩外。同时,发动机唇口出现了激波,激波阻力使得此时的整流罩阻力较大。

随着 C_{mfr} 增加,中心体上表面的局部超声区沿下游移动,最大马赫数增大。局部超声区后的静压减小,对应的逆压梯度也减小,导致边界层厚度也随着减小。整流罩前的气流也发生了明显偏转, C_{mfr} 增加,即进入发动机内部的流量变大,原本溢出的气体进入发动机内部,即流线向发动机

内部偏转,此时整流罩前端外部的激波逐渐变小直到消失,激波产生的阻力大大减小。对于整流罩后端出现的小范围局部超声现象是由于尾喷管收缩引起发动机外形变化产生的,可以通过优化整流罩外形进行改善。

同时, C_{mfr} 增加对应着体积力的增大,这将会导致喷管出口的总压及马赫数增加,结合压力分布来看,发动机出口的静压随 C_{mfr} 增大而有明显降低。

对于中心体的后半段来说,上表面的静压可分解为两个方向,垂直于表面的分量与升力方向相反,平行于表面的分量与阻力方向相反。因此,当这部分的静压减小时,对应的升力和阻力都会增加。结合以上分析, C_{mfr} 增加会导致中心体的后半段静压减小,那么升力和阻力都会增加。因此,不同的发动机布局都会存在一个最佳 C_{mfr} 使得升阻比最高。此外,结合实际的升力、推力需求可得到合适的发动机流量。

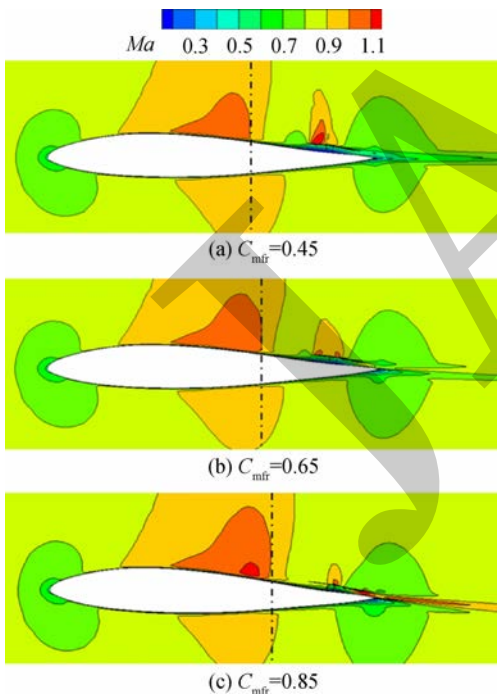


图 11 不同 C_{mfr} 对应的中心体中心截面马赫数分布
Fig. 11 Mach number contours on the symmetry section of center body for different C_{mfr}

3.2 发动机弦向位置的影响

X_{in} 表示发动机进口所在的 x 轴坐标, c 表示中心截面翼型的弦长, 定义 $c_e = x_{in}/c$, c_e 表示了无量纲化的发动机弦向位置。从最靠近后缘的位置开始, 沿弦向移动发动机, $c_e = 0.80, 0.77, 0.75,$

0.73 分别对应发动机布局形式 A、B、C、D, 如图 12 所示。对不同位置的发动机均逐步添加体积力, 计算并分析对应的气动性能变化。

图 13 显示了发动机位置改变对升阻比的影响。升阻比随 C_{mfr} 变化的趋势基本保持一致, 先增加后减小, 不同位置均有一个最佳 C_{mfr} 对应最高升阻比。随着发动机位置的前移, 最高升阻比逐渐降低, 而各位置对应的最佳 C_{mfr} 逐渐增大。

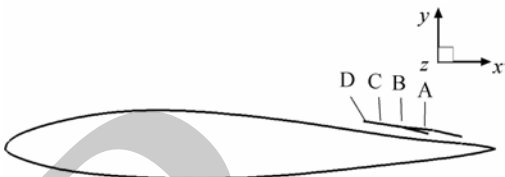


图 12 发动机位置调整示意图
Fig. 12 Different positions of engines

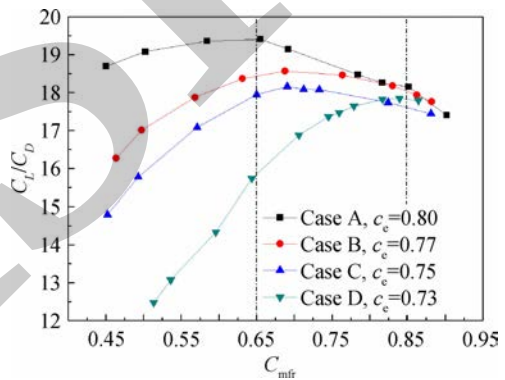


图 13 c_e 对升阻比的影响
Fig. 13 Lift-to-drag ratio varied from c_e

对于 A、B、C 三种布局形式来说, 最佳 C_{mfr} 都接近 0.65 , 分析其最佳 C_{mfr} 下的流场, 中心截面的马赫数分布如图 14 所示。中心体上表面局部超声区范围一致, 其对应的当地最大马赫数也较为接近, 分别为 $1.094, 1.096$ 及 1.097 。整流罩外的流场变化明显, 局部超声区的范围随着发动机位置的前移而逐渐加大, 同时最大马赫数也增加, 分别为 $1.045, 1.192$ 及 1.198 , 带来的损失也会增加, 因此整流罩表面的阻力会随着 c_e 的减小而不断增大。

当发动机移动到 D 位置时, 最佳 C_{mfr} 变化较大, 约为 0.85 。中心截面的马赫数分布如图 15 所示, 中心体上表面的局部超声区发生了明显变化, 最大马赫数增加至 1.116 , 局部超声区的位置后移, 由于其与发动机进口的相对位置变短, 此时的逆压梯度会增加, 最终导致整体阻力较大。此

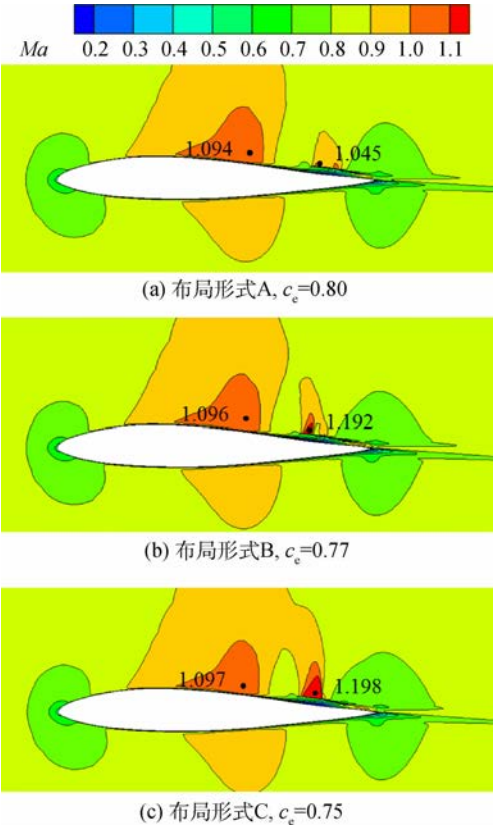


图 14 A、B、C 布局形式下最佳 C_{mfr} 对应的中心体中心截面 Ma 分布

Fig. 14 Mach number contours on the symmetry section of center body for optimum C_{mfr} in case A, B and C

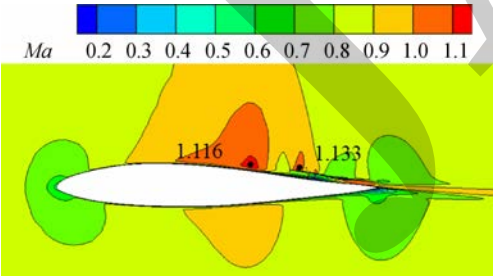


图 15 D 布局形式下最佳 C_{mfr} 对应的中心截面马赫数分布 ($c_e = 0.73$)

Fig. 15 Mach number contours the symmetry section of center body for optimum C_{mfr} in case D ($c_e = 0.73$)

时整流罩外的流场相较于 C 布局形式得到了改善,局部超声区范围减小,最大马赫数降低到 1.133,这是由于为了达到最大升阻比,必须调整发动机流量,即增大 C_{mfr} 来匹配得到最优的升阻比。由 3.1 节的分析可知,随 C_{mfr} 增加,整流罩前端的激波大大减小,阻力随之减小,从而抵消机身局部超声区产生的部分阻力增量,实现升力与阻

力的最优解。因此,随着发动机位置的前移,需要增加发动机流量来匹配最大升阻比,最佳 C_{mfr} 增大。因此在 D 布局形式下 ($c_e = 0.73$),最佳 C_{mfr} 增至 0.85。对于发动机的不同位置,越靠近尾缘整体升阻比越高,但当 C_{mfr} 增加到一定程度时,飞机整体的升阻比趋于一致。

4 结 论

本文采用飞机/发动机一体化快速数值模拟方法对某 BWB 布局飞机进行了模拟计算,分析关键参数无量纲化的发动机流量 C_{mfr} 及发动机弦向位置 c_e 对飞机气动性能的影响,得到如下结论:

- 1) 飞机与发动机强耦合布局下 BLI 效应主要影响飞机的中心体及发动机整流罩,对飞机融合段及外翼段的气动影响甚微。
- 2) 飞机的升力、阻力系数均随 C_{mfr} 的增加而增大,但增长速率不同。升力系数随 C_{mfr} 近似呈线性正比,阻力系数随 C_{mfr} 增加时斜率会变大,因此升阻比随 C_{mfr} 先增大后减小,对不同的布局形式均存在对应最大升阻比的最佳 C_{mfr} 。
- 3) 发动机弦向位置的改变会引起飞机表面的局部超声区及整流罩外的激波变化,当发动机的位置与机身表面的局部超声区距离过小时,需要匹配发动机的流量来减小整流罩激波阻力从而使得整体升阻比最优,因此随着发动机位置的前移,最佳 C_{mfr} 变大。综合来看,发动机靠近尾缘会获得更好的升阻比。

本文揭示了两个关键无量纲参数发动机流量 C_{mfr} 及发动机弦向位置 c_e 对飞机气动性能的影响,为 BWB 布局及 BLI 效应飞行器设计提供可能的参考,但对于其他关键参数的探究及多参数下的耦合影响研究还存在不足,将在未来的工作继续展开。

参考文献:

[1] SMITH L H. Wake ingestion propulsion benefit[J]. Journal of Propulsion and Power,1993,9(1):74-82.

[2] HILEMAN J I, SPAKOVSKY Z S, DRELA M, et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft[J]. Journal of Aircraft,2010,47(3):956-969.

[3] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft,2004,41(1):10-25.

[4] HALL C A, CRICHTON D. Engine design studies for a silent aircraft[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129 (3):479-487.

[5] GOHARDANI A S, DOULGERIS G, SINGH R. Challen-

ges of future aircraft propulsion; a review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.

[6] DRELA M. Power balance in aerodynamic flows[J]. AIAA Journal, 2009, 47(7): 1761-1771.

[7] PLAS A, SARGEANT M, MADANI V, et al. Performance of a boundary layer ingesting (BLI) propulsion system [R]. AIAA-2007-450, 2007.

[8] LEIFSSON L, KO A, MASON W H, et al. Multidisciplinary design optimization of blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 25(1): 16-28.

[9] KIRNER R, RAFFAELLI L, ROLT A, et al. An assessment of distributed propulsion; advanced propulsion system architectures for conventional aircraft configurations [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46(7): 42-50.

[10] 段静瑶, 袁巍, 李秋实. 分布式动力系统尾缘射流与边界层抽吸的数值分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 571-579.

DUAN Jingyao, YUAN Wei, LI Qiushi. Numerical investigation on trailing edge jet and boundary layer ingestion in distributed propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 571-579. (in Chinese)

[11] WEBSTER R S, SREENIVAS K, HYAMS D G, et al. Demonstration of sub-system level simulations; a coupled inlet and turbofan stage[R]. AIAA-2012-4282, 2012.

[12] MANTIĆ-LUGO V, DOULGERIS G, GOHARDANI A, et al. Computational analysis of the aerodynamic performance of a jet-flap airfoil in transonic flow[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226(6): 664-678.

[13] MANTIĆ-LUGO V, DOULGERIS G, GOHARDANI A, et al. Computational analysis of the effects of a boundary layer ingesting propulsion system in transonic flow[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(8): 1215-1232.

[14] KIM H, LIOU M S. Flow simulation of N3-X hybrid wing-body configuration[R]. AIAA-2013-0221, 2013.

[15] KIM H, LIOU M S. Mail-slot nacelle shape design for N3-X hybrid wing-body configuration[R]. AIAA-2015-3805, 2015.

[16] GONG Y. A computational model for rotating stall inception and inlet distortion in multistage compressors[D]. Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology, 1999.

[17] GONG Y, GREITZER E M. A computational model for short wavelength stall inception and development in multistage compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.

[18] CUI Rong, LI Qiushi, PAN Tianyu, et al. Streamwise-body-force-model for rapid simulation combining internal and external flow fields[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1205-1212.

(编辑: 陈 越)