

高速地效条件下涡扇发动机推力性能分析

盛卓然¹, 孙建红^{1,2}, 孙智¹, 李佳音¹, 王哲²

(1. 南京航空航天大学 民航学院 民航应急科学与技术重点实验室, 南京 211106;

2. 南京航空航天大学 航空学院

飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为研究一型高速地效飞行器机体对短舱周围流场的干扰及安装对发动机净推力的影响, 对独立短舱构型和安装短舱构型的三维流场进行数值计算, 采用推阻分解方法对相关推力、阻力分量进行提取, 分析巡航状态下发动机安装造成的推力变化; 此外对安装短舱构型, 在机体轴线方向取多个发动机安装位置进行数值计算, 采用推阻分解方法研究安装位置对推力的影响规律。结果表明: 机翼对发动机喷流的吸附、加速使得发动机内推力及内阻分别增加 0.4% 及 1.5%。而机体对短舱外罩表面压力分布的影响导致短舱外阻增加 18.24%, 是造成安装后净推力减小的主要原因; 而安装位置在机体轴向的变化影响发动机的净推力, 短舱越接近机翼, 喷流受到的吸附、加速越强, 内推力增益越明显, 同时短舱外罩表面压力分布受机体干扰的影响减弱, 短舱外阻降低, 短舱与机翼的近耦合有利于净推力的提升, 最接近机翼位置较最远离机翼位置净推力增加 1.46%。

关 键 词: 高速地效飞行器; 飞发一体化; 推阻分解; 涡扇发动机; 计算流体力学

中图分类号: V211.3; V231.3

文献标志码: A

Study on thrust performance of turbofan engine in high-speed ground effect conditions

SHENG Zhuoran¹, SUN Jianhong^{1,2}, SUN Zhi¹, LI Jiayin¹, WANG Zhe²

(1. Key Laboratory of Civil Aviation Emergency Science & Technology, College of Civil Aviation,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support,

Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate the interference of a high-speed ground effect vehicle's airframe on the nacelle flow field and installation effect on the net propulsive thrust, 3D numerical simulations were conducted for both isolated and installed nacelle configurations. Using thrust-drag bookkeeping method, thrust and drag components were extracted to analyse thrust changes between the two configurations in cruise conditions. Additionally, the effects of axial nacelle installation positions on net propulsive thrust were studied. Results showed that the wing's entrainment and acceleration of the engine jet resulted in an increase of 0.4% in intrinsic net force and 1.5% in internal nacelle force, while the airframe's influence on the nacelle cowl surface pressure distribution significantly raised external nacelle force in 18.24%, leading to net propulsive thrust reduction. Moving the nacelle closer to the wing enhanced jet entrainment and reduced external nacelle force by weakening the body interference, thus improving net propulsive thrust.

收稿日期: 2025-07-15

作者简介: 盛卓然(1997—), 男, 博士生, 主要从事地高速效飞行器飞发一体化研究。E-mail: zhusheng@nuaa.edu.cn

通信作者: 孙建红(1968—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事飞行器适航技术、民航应急科学与技术研究。E-mail: jhsun@nuaa.edu.cn

引用格式: 盛卓然, 孙建红, 孙智, 等. 高速地效条件下涡扇发动机推力性能分析[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20250329. SHENG Zhuoran, SUN Jianhong, SUN Zhi, et al. Study on thrust performance of turbofan engine in high-speed ground effect conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20250329.

The net propulsive thrust at the position closest to the wing was 1.46% higher than that at the position farthest from the wing.

Keywords: high-speed ground effect vehicle; engine/airframe integration; thrust/drag bookkeeping; turbofan engine; computational fluid dynamics

随着国家综合实力的增长以及海洋经济的发展,中国及周边的海上运输需求不断增加^[1]。近年来低空经济得到热议,被认为是强大的经济引擎,海上低空经济是低空经济的重要延伸,发展前景广阔。高速地效飞行器^[2]是一种借助地面效应获得额外的升力增益,凭借高效的推进系统在掠海高度高速飞行的交通运输工具,拥有相较于传统海上交通系统更高的运输效率^[3],是填补海上高速交通空白,助力国家海洋强国战略、赋能海上低空经济的重要交通运输工具。

针对高速地效飞行器目前已有较多的研究工作。在高速地效翼型方面,刘浩等^[4]研究了来流马赫数为 0.5 的地面效应工况下不同翼型的气动特性,总结了升力、阻力、俯仰力矩与翼型弯度之间的关系。王晨鹭等^[5]将基于 Kriging 模型的全局气动优化方法用于高速地效翼型的升阻特性优化,使得优化后的翼型在来流马赫数为 0.5 及 0.8 的地效工况下升阻比分别提升 7.45% 和 38.3%。在波浪对高速地效翼型的气动影响方面,Zhi 等^[6]对 NACA4412 翼型在波浪环境下的气动响应进行了数值仿真,发现大离地间隙不低于 0.4 倍翼型弦长时,近场翼型的气动力和流场结构基本由翼型与波面之间的通道形状决定。Liu 等^[7]对比了波浪地效环境和平面地效环境下翼型气动弹性响应的区别,发现波浪地效环境下持续的波浪激励加剧周围流速波动,使翼型存在地面碰撞的风险。在着水冲击方面,肖洵莽等^[8]将深度神经网络作为代理模型,结合深度集成-主动学习的结构可靠性分析方法对地效飞行器机腹着水结构进行了可靠性分析,有效降低了结构响应求解次数。陈思宇等^[9]基于有限元法及罚函数法对地效飞行器着水过程的流固耦合问题进行数值仿真,总结了机体压力峰值与俯仰角、前飞速度、垂向速度的关系。

然而低空环境空气密度大、气动阻力高,减阻和提高推进系统效率是保障地效飞行器高速飞行的关键。大涵道比涡扇发动机凭借高推质比、高燃油经济性的优势,是高速地效飞行器较为合适的动力形式。对于涡扇发动机,机体会影响发动机短舱进气口、短舱外罩以及喷管处的流场,造成发动机进、排气特性以及短舱阻力的变化。

目前,推阻分解方法(thrust/drag bookkeeping)^[10]是标定飞行模型下动力装置的推力、阻力的关键技术。由于涡扇发动机的内部旋转结构和流场具有高复杂性,在研究推阻分解问题时通常忽略发动机的旋转部件^[11],将涡扇发动机简化为由进气端面、排气端面以及各壁面构成的几何模型^[12-15]。

顾文婷等^[16]对一型背负式发动机翼身融合飞机安装效应对发动机推力影响的研究中应用推阻分解方法,发现巡航模型下短舱外罩表面气动力实际上体现为推力,安装模型短舱外罩气动力增加 26.46%。张宇飞等^[11]提出了一种基于 CFD (computational fluid dynamics) 推阻分解方法,并对分开排气涡扇短舱模型进行数值计算,发现有效推力比理想推力下降 3.08%。然而,当前对涡扇发动机安装性能的研究主要聚焦在传统的翼吊布局或翼身融合构型下的背负布局的商用飞行器,而缺乏对高速地效飞行器的相关研究。

本文基于 CFD 数值仿真,对独立短舱构型的涡扇发动机短舱和包含短舱-地效飞行器机体的安装短舱构型的三维流场进行数值计算,采用推阻分解方法处理计算结果,对比分析两种构型下发动机的推力、阻力数据,分析安装地效飞行器对发动机推进性能的影响。此外对安装短舱构型,在机体轴线方向取多个发动机安装位置并分别计算三维流场,同样采用推阻分解方法提取各个安装位置的短舱相关推力、阻力分量,获得安装位置对高速地效飞行器动力短舱推力的影响规律。

1 计算方法

1.1 几何模型

本文研究对象为一型 15 m 级高速地效飞行器构型,其主翼翼型为 NACA4412,该翼型被证明在地面效应环境下拥有较好的气动性能^[6,17-18]。参考历史上的喷气动力大型地效飞行器的发动机布置方式^[19],两台分开排气涡扇发动机被安装在机体前部上方。发动机短舱模型由 NAL-AERO-02-01 TPS 短舱^[20]的等比放大得到,以匹配 15 m 级的地效飞行器。采用独立动力短舱构型和机体-动力短舱的安装短舱构型两种计算模型用于研究发动机安装对推力的影响。

涡扇发动机内部旋转部件较多, 流动特性复杂。但推阻分解问题主要聚焦进气、排气及短舱周围流场情况, 而发动机内部的复杂流动不是关注重点^[15], 因此相关问题常见的简化方法是将发动机短舱简化为一个进气-排气系统, 利用特定的计算边界条件模拟不同工况下的进、排气特性^[12-15]。根据上述简化方法, 独立动力短舱及机体-动力短舱的几何模型如图1所示。

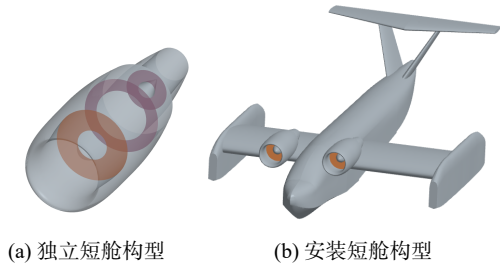


图1 几何模型

Fig. 1 Geometry model

1.2 数值方法

本文的计算域为包含了地效飞行器半模的长

方体区域。安装短舱构型的计算域尺寸及边界条件如图2所示。为确保机体-发动机流场的耦合流动不受远场边界影响, 上游、顶部、侧边界距离机体 $50c_{\text{ref}}$, 下游边界距离机体 $100c_{\text{ref}}$, 底部边界与地效飞行器机翼尾缘间距 $h = 0.4c_{\text{ref}}$, 其中 c_{ref} 为机翼投影平均气动弦长, $c_{\text{ref}} = 4.786 \text{ m}$ 。上游边界、顶部边界、侧边界设置为速度入口, 给定自由来流的速度 v_{∞} 、静温 T_{∞} ; 下游边界设置为压力出口, 给定压力及静温; 底部边界为绝热壁面, 为模拟飞行过程中的地面效应及地面与飞行器之间的相对运动, 参考文献[21]的建议采用运动壁面法, 设置与自由来流速度 v_{∞} 相同的切向速度 v_{tan} ; 发动机压气风扇入口设置为压力出口, 给定静压 p_2 及静温 T_2 , 内涵、外涵出口设置为滞止入口, 分别给定总温 $T_{t,7}$ 、 $T_{t,17}$ 、总压 $p_{t,7}$ 、 $p_{t,17}$, 在实际计算中需调节发动机的压力出口及滞止入口的物理参数以匹配飞行状态所需的发动机工况。独立动力短舱构型的计算域是在安装短舱构型的计算域去除地效飞行器机体得到, 整体计算域尺寸、边界条件设置方法均与安装短舱构型一致。

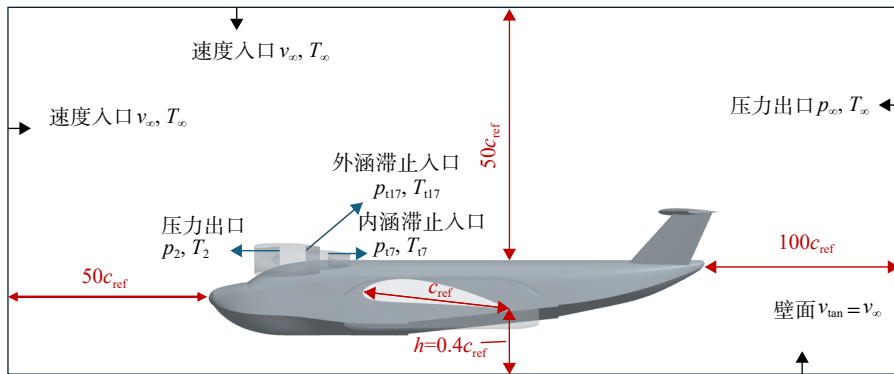


图2 计算域及边界条件

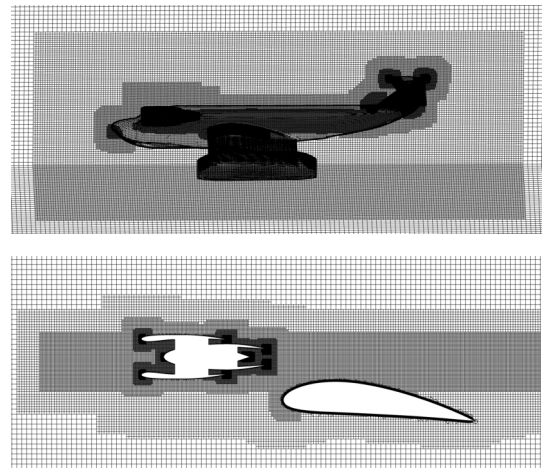
Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

采用非结构体网格生成计算域网格, 对压气风扇入口、内、外涵道喷管出口、机翼上表面等流动变化较剧烈的区域进行网格加密。独立短舱构型的网格生成及加密方法与安装短舱构型一致。两种构型的计算网格如图3所示。

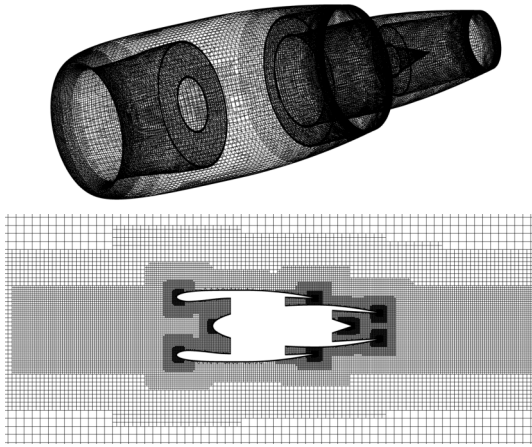
本研究数值计算的控制方程为三维、可压、定常的雷诺平均 N-S(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS) 方程:

$$\nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{v}}) = 0 \quad (1)$$

$$\nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{v}} \otimes \bar{\mathbf{v}}) - \nabla \cdot \left(\bar{p} \mathbf{I} + \frac{2}{3} \rho k \right) \mathbf{I} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{RANS}}) = 0 \quad (2)$$



(a) 安装短舱构型计算网格



(b) 独立短舱构型计算网格

图 3 两种构型计算网格

Fig. 3 Computational mesh of the two configurations

$$\nabla \cdot (\rho \bar{E} \bar{v}) = -\nabla \cdot \left(\bar{p} + \frac{2}{3} \rho k \right) \bar{v} + \nabla \cdot (\bar{T} + T_{\text{RANS}}) \bar{v} \quad (3)$$

式中 ρ 为密度, $\bar{v}$ 为平均速度, $\bar{p}$ 为平均压力, k 为湍动能, I 为单位张量, $\bar{T}$ 为平均黏性应力张量, $\bar{E}$ 为单位质量平均总能量, T_{RANS} 为雷诺应力张量。基于 Boussinesq 假设使用湍流黏度 μ_t 表示雷诺应力张量:

$$T_{\text{RANS}} = \mu_t (\nabla \cdot \bar{v} + \nabla \cdot \bar{v}^T) - \frac{2}{3} (\rho k) I \quad (4)$$

采用 SST (shear-stress transport) k - ω 湍流模型^[22] 求解 μ_t 以封闭控制方程。控制方程采用有限体积法进行离散。

1.3 推阻分解方法

本研究采用的推阻分解控制体如图 4 所示。 $+\infty$ 截面是上游远场捕获流管截面, 2 截面是发动机压气风扇截面, 17、7 截面分别是外涵喷管、内涵喷管入口截面。以发动机进气捕获流管和外涵喷流管为界将流体区域分为阻力区域 (drag do-

main) 和推力区域 (thrust domain)。在阻力区域, 气流流经发动机进、排气流管、短舱外罩以及机体产生的气动力记为 Φ ; 在推力区域, 气流流经发动机进气道、内外涵喷管等壁面产生的气动力记为 θ , 同时推力区域内流体穿越关键截面 (2、17、7、 $+\infty$ 、 $-\infty$) 产生的动量及压力之和记为 F 。这些力的计算公式如下:

$$\Phi, \theta = a \cdot \iint [(p - p_{\text{amb}}) \mathbf{n} + \bar{\tau} \cdot \mathbf{n}] dS \quad (5)$$

$$F = a \cdot \iint [(p - p_{\text{amb}}) \mathbf{n} + \rho \mathbf{V} (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n})] dA \quad (6)$$

其中 a 为自由来流方向的单位向量, $\mathbf{n}$ 为局部壁面或截面微元的法向量, $\bar{\tau}$ 为黏性应力张量, $\mathbf{V}$ 为局部速度矢量, dS 为壁面微元面积, dA 为截面微元面积, p 为局部静压, p_{amb} 为远场静压。在文章后续部分, Φ 、 θ 以及 F 的下标表示该力积分自短舱特定截面或表面, Φ_{cowl} 、 θ_{intake} 、 θ_{cone} 、 θ_{plug} 、 θ_{bn} 、 θ_{cc} 、 θ_{cn} 、 Φ_{airframe} 分别为短舱外罩、进气道、进气锥、尾椎、外涵喷管、核心机外罩、内涵喷管以及机体的壁面气动力。 Φ_{pre} 和 Φ_{post} 分别为进气捕获流管与排气流管壁面气动力。 F_2 、 F_{17} 、 F_7 、 $F_{+\infty}$ 和 $F_{-\infty}$ 分别为风扇截面、外涵截面、内涵截面、控制体的上游远场捕获截面和下游远场排气截面的动量与压力之和。

为求解发动机净推力, 首先选取 $+\infty$ 截面至 $-\infty$ 截面的整个推力区域为控制体, 根据动量守恒:

$$F_{-\infty} - F_{+\infty} = \Phi_{\text{pre}} + \Phi_{\text{cowl}} + \Phi_{\text{post}} \quad (7)$$

整理可得净推力 (net propulsive thrust, NPT):

$$F_{\text{npt}} = F_{-\infty} - F_{+\infty} - (\Phi_{\text{pre}} + \Phi_{\text{cowl}} + \Phi_{\text{post}}) \quad (8)$$

实际计算中难以对流管表面直接积分求解 Φ_{pre} 及 Φ_{post} , 须选取其他控制体间接求解^[20]。

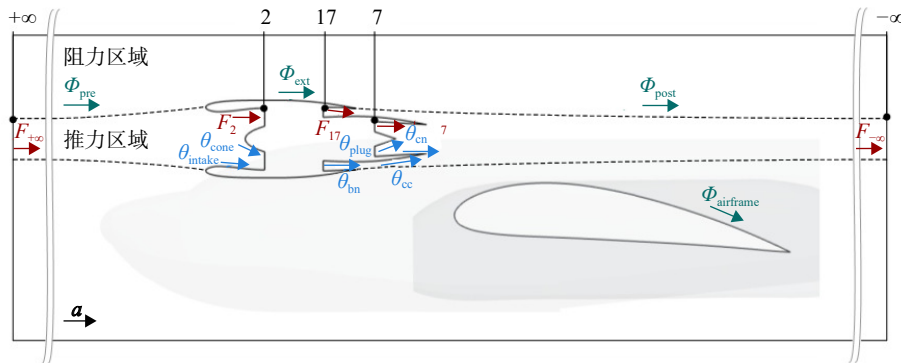


图 4 涡扇发动机推阻分解控制体

Fig. 4 Thrust/drag bookkeeping control volume for a turbfan engine

对于 Φ_{pre} , 可选取 $+\infty$ 截面至 2 截面的控制体, 由动量守恒:

$$F_2 - F_{+\infty} = \Phi_{\text{pre}} - \theta_{\text{intake}} - \theta_{\text{cone}} \quad (9)$$

整理可得 Φ_{pre} :

$$\Phi_{\text{pre}} = F_2 - F_{+\infty} + \theta_{\text{intake}} + \theta_{\text{cone}} \quad (10)$$

代入式(8)可得:

$$F_{\text{npt}} = F_{-\infty} - F_2 - (\theta_{\text{intake}} + \theta_{\text{cone}} + \Phi_{\text{cowl}} + \Phi_{\text{post}}) \quad (11)$$

进一步的, 选取 17、7 截面至 $-\infty$ 截面的尾迹区域为控制体, 根据动量守恒并整理可得:

$$F_{-\infty} - \Phi_{\text{post}} = F_{17} + F_7 - \theta_{\text{bn}} - \theta_{\text{cc}} - \theta_{\text{cn}} - \theta_{\text{plug}} \quad (12)$$

将式(12)的 $F_{-\infty} - \Phi_{\text{post}}$ 代入式(11)可得到净推力 F_{npt} 的最终形式:

$$F_{\text{npt}} = F_{17} + F_7 - F_2 - (\theta_{\text{intake}} + \theta_{\text{cone}} + \Phi_{\text{cowl}}) - (\theta_{\text{bn}} + \theta_{\text{cc}} + \theta_{\text{cn}} + \theta_{\text{plug}}) \quad (13)$$

定义内推力(intrinsic net force, INT)为总推力 $F_{17} + F_7$ 减去压气机截面的来流冲压阻力 F_2 :

$$F_{\text{int}} = F_{17} + F_7 - F_2 \quad (14)$$

定义短舱外阻(external nacelle force, ENF)为:

$$F_{\text{enf}} = \theta_{\text{intake}} + \theta_{\text{cone}} + \Phi_{\text{cowl}} \quad (15)$$

定义短舱内阻(Internal Nacelle Force, INF)为:

$$F_{\text{inf}} = \theta_{\text{bn}} + \theta_{\text{cc}} + \theta_{\text{cn}} + \theta_{\text{plug}} \quad (16)$$

外阻 F_{enf} 主要受短舱外部流场影响, 内阻 F_{inf} 主要受发动机工作状态影响。此时发动机净推力可表示为:

$$F_{\text{npt}} = F_{\text{int}} - F_{\text{enf}} - F_{\text{inf}} \quad (17)$$

在 CFD 后处理中对截面及壁面进行数值积分是相对容易且准确的, 由此可方便地间接求得发动机净推力 F_{npt} 。当发动机安装至机体上时, 在来流方向上的整机净力(net vehicle force, NVF)为:

$$F_{\text{nvf}} = F_{\text{npt}} - \Phi_{\text{airframe}} \quad (18)$$

在稳定巡航状态下, F_{nvf} 应为 0, 即发动机产生的净推力与机身受到的阻力相抵消^[12, 23]。

2 计算方法验证

2.1 NAL-AERO-02-01 TPS 短舱验证算例

NAL-AERO-02-01 TPS 短舱是一型轴对称、分开排气涡扇发动机的涡轮动力模拟短舱, 用于

在风洞实验中模拟涡扇发动机的进气、排气。选取文献[24]中的第 520 号风洞实验工况进行数值验证, 该工况下基于短舱外罩最大直径的雷诺数为 1×10^6 , 具体工况参数如表 1 所示。其中 Ma 为来流马赫数, R_{mf} 为进气道的质量流量系数, R_{ft} 、 R_{fp} 为外涵喷管入口的总温比、总压比, R_{ct} 、 R_{cp} 为内涵喷管入口的总温比、总压比。外涵、内涵入口边界的总温、总压根据表 1 中实验工况设置, 并在计算过程中通过调整压气机出口边界静压, 使得 MFR 达到工况数值。

表 1 验证算例工况参数

Table 1 Condition parameters of the validation case

参数	数值
Ma	0.801
R_{mf}	0.497 3
R_{fp}	1.342 8
R_{ft}	1.108 6
R_{cp}	0.921 3
R_{ct}	0.611 8

提取短舱进气道表面、短舱外罩表面、内涵外罩表面压力系数 C_p , 并与文献[24]中的实验结果及文献[15]中 RANS 的数值结果对比, 如图 5 所示, 图中 x/c 、 z/c 分别为短舱几何模型横、纵坐标按短舱外罩弦长 c 归一化的结果。可见本文数值结果与实验结果及文献数值结果吻合良好, 证明本文采用的发动机进、排气数值模拟方法、边界条件及网格划分策略能较准确地预测短舱周围的流场分布, 因此对相关表面压力分布预测较为准确。

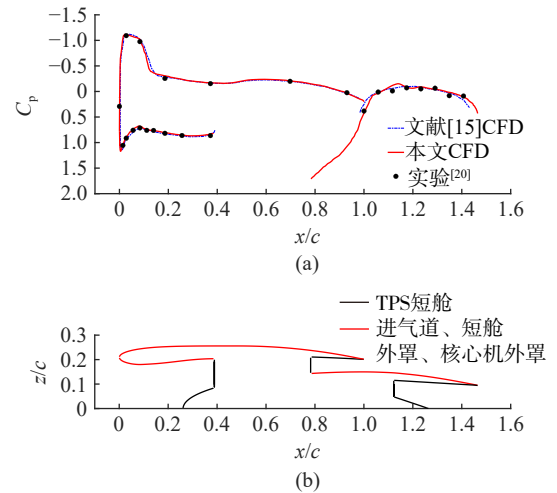


图 5 NAL-AERO-02-01 TPS 短舱压力系数的计算结果

Fig. 5 Comparison of the pressure coefficient of NAL-AERO-02-01 TPS nacelle

2.2 AIAA DSFR 喷管验证算例

为进一步验证本研究采用的数值方法能否准确预测给定总压、总温下排气喷流的膨胀加速过程,采用 AIAA 第二届推进空气动力研讨会 PAW02 的 DSFR(dual separate flow reference)喷管模型^[25]作为验证算例。网格划分策略及边界条件设置方法与文中第 1.2 节相同,在外涵、内涵喷管入口处根据实验工况设置总温、总压。

图 6 给出不同工况下外涵喷管出口截面排气系数 $C_{d, fan}$, 内涵出口截面排气系数 $C_{d, core}$ 的变化曲线与实验结果^[25]及 PAW02 部分参与团队数值结果^[26]对比。图 7 给出不同工况下喷管推力系数 C_t 的对比结果。其中排气系数涉及给定总温、总压下喷管出口截面的质量流量(密度、速度),而推力系数涉及给定总温、总压下喷管出口截面的动量及压力,因此上述系数预测结果的准确程度能够反映采用的数值方法对排气喷流膨胀加速过程预测的准确性。

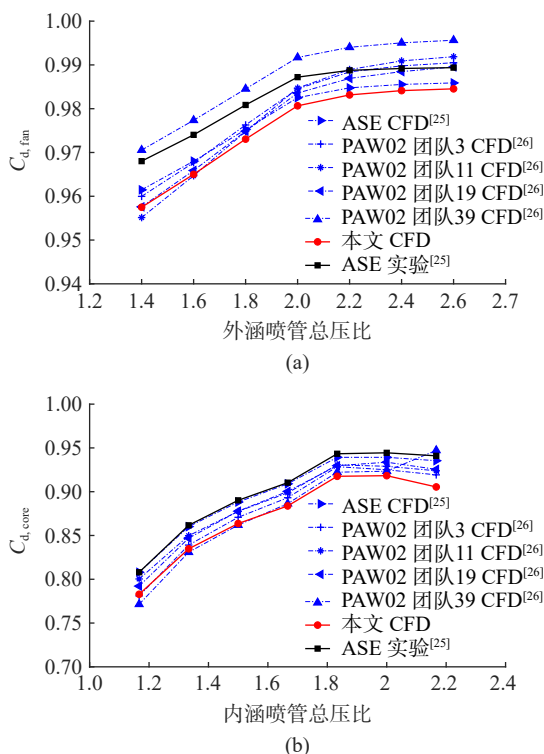


图 6 DSFR 喷管排气系数的计算结果对比

Fig. 6 Comparison of the discharge coefficient of DSFR

对比排气系数及推力系数,发现本文数值结果与实验结果的趋势吻合良好,计算精度与 PAW02 相关团队接近。证明本文采用的发动机排气数值模拟方法、边界条件及网格划分策略能较准确地预测发动机排气喷流的膨胀加速过程及

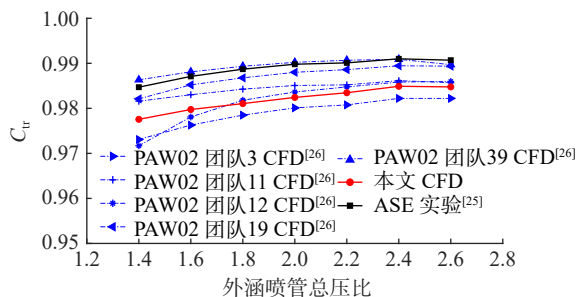


图 7 DSFR 喷管推力系数的计算结果对比

Fig. 7 Comparison of the thrust coefficient of DSFR

相应的总推力。

2.3 网格收敛性分析

在安装短舱构型下采用 7 套网格开展网格收敛性分析以验证计算结果是否随网格加密趋于稳定。净推力 F_{npt} 与机体阻力 $\Phi_{airframe}$ 随网格单元数量的变化情况如图 8 所示。当网格密度加密至第 5 套网格时,相关计算结果趋于稳定,能够排除网格尺寸对计算结果的干扰,因此选取第 5 套网格作为后续研究的计算网格。由于独立短舱构型的网格生成及加密方法与安装短舱构型一致,同样的网格尺寸被用于生成独立短舱构型的计算网格。最终安装短舱构型的计算网格单元数约 1 800 万,独立短舱构型的计算网格单元数约 900 万。

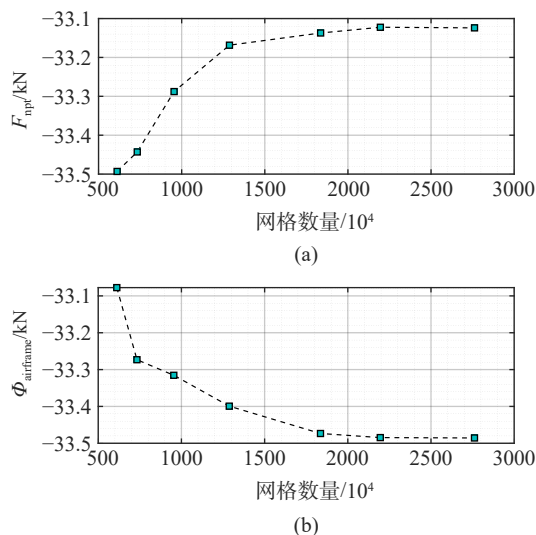


图 8 净推力与机体阻力对网格尺寸敏感性曲线

Fig. 8 Sensitivity of net propulsive thrust and airframe drag to the mesh size

3 计算结果与分析

本节首先对安装短舱构型在来流速度 $Ma = 0.4$, 飞行高度 $H = 0.4c_{ref} = 1.91$ m, 雷诺数为 4.5×10^7 (基于 c_{ref}) 的工况下进行发动机推力配平使得整

机净力 $F_{\text{nvf}} = 0 \text{ N}$ ，以获得匹配地效飞行器稳定巡航状态的动力短舱工作状态；随后相关参数被用于安装短舱构型、独立短舱构型的数值计算，并根据文中第 1.3 节的推阻分解方法求得各推力、阻力分量，最终获得两种构型在相同工作状态下的净推力，用于分析安装对发动机推力性能的影响；最后针对安装短舱构型，在机身轴线方向均匀选取 5 个不同的安装位置并求解每个安装点发动机的净推力，用于研究安装位置对发动机推力的影响。

3.1 推力配平

为对比安装短舱构型和独立短舱构型的发动机推力性能，须对地效飞行器进行稳定巡航状态下的推力配平。本研究参考文献 [12, 23] 的推力配平过程，首先针对安装短舱构型，给定初始估计的内、外涵道总温、总压进行数值计算，并监测来流方向上的整机净力 F_{nvf} ，保持涵道比不变的情况下调整内、外涵道总温、总压，直到 F_{nvf} 的数值小于等净推力 F_{npf} 数值的 0.05%，此时可认为 $F_{\text{nvf}} \approx 0 \text{ N}$ ；随后监测进气、静温排气质量流量是否相等，这是因为民用涡扇发动机油气比通常小于 0.02^[27]，可假设排气质量流量等于进气质量流量。若进、排气质量流量不等，则调整压气风扇处压力出口截面的静温，以使得两者相同，最终完成稳定巡航状态下的发动机推力配平，得到的边界条件参数将被用于独立短舱构型的数值计算。经数次调整，最终的短舱工作状态如表 2 所示。

表 2 推力配平后发动机工况

Table 2 Condition parameters of the turbofan engine with trimmed thrust

参数	数值
Ma	0.4
R_{mf}	0.917
R_{fp}	1.836
R_{ft}	1.453
R_{cp}	1.093
R_{ct}	1.502

3.2 两种构型推阻分解结果及分析

根据文中第 1.3 节介绍的推阻分解方法对独立短舱构型、安装短舱构型的计算结果进行后处理，提取各推力、阻力分量，结果如表 3 所示。可以发现安装短舱构型相较于独立短舱构型，外涵总推力 F_{17} 基本不变，内涵总推力 F_7 增加 1.98%，因此内推力 F_{int} 增加 0.4%；同时，外涵喷管壁面气

表 3 两种构型推阻分解结果

Table 3 Thrust/drag bookkeeping results of the two configurations

分量	独立短舱	安装短舱	变化/%
F_{17}/N	-61 156.30	61 169.06	0.02
F_7/N	-7 385.80	-7 532.22	1.98
F_2/N	27 549.77	27 544.53	-0.02
$\theta_{\text{intake}}/\text{N}$	886.46	539.79	-39.11
$\theta_{\text{cone}}/\text{N}$	-723.59	-725.28	0.23
$\Phi_{\text{cowl}}/\text{N}$	634.82	1 128.65	77.79
$\theta_{\text{bn}}/\text{N}$	5 543.75	5 530.81	-0.23
$\theta_{\text{cn}}/\text{N}$	1 633.38	1 565.26	-4.17
$\theta_{\text{cc}}/\text{N}$	631.89	782.40	23.82
$\theta_{\text{plug}}/\text{N}$	-836.81	-802.00	-4.16
F_{int}/N	40 992.33	41 156.75	0.40
F_{enf}/N	797.69	943.15	18.24
F_{int}/N	6 972.21	7 076.47	1.50
F_{npf}/N	33 222.43	33 137.13	-0.26

动力 θ_{bn} 基本不变，内涵喷管壁面气动力 θ_{cn} 减少 4.17%，核心机外罩壁面气动力 θ_{cc} 变化较大，增加 23.82%，尾椎壁面气动力 θ_{plug} 减小 4.16%，但 θ_{plug} 实际为推力方向，因此算作推力损失。上述变化导致短舱内阻 F_{int} 增加 1.5%；对于短舱外阻 F_{enf} ，安装短舱构型进气道壁面气动力 θ_{intake} 减少 39.11%，短舱外罩壁面气动力 Φ_{cowl} 增大 77.79%，而锥头壁面气动力 θ_{cone} 基本不变，这些变化导致 F_{enf} 增加 18.24%；最终安装短舱构型发动机净推力 F_{npf} 减小 0.26%。

图 9 给出了两种构型发动机中心截面马赫数

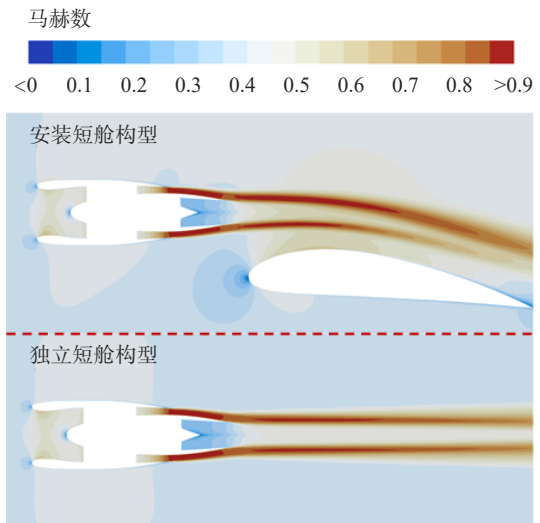


图 9 两种构型短舱中心面马赫数云图

Fig. 9 Mach number distribution on the major section of the two nacelle configurations

云图,发现安装状态下外涵、内涵喷流排出喷管后受到机翼的干扰而附着于机翼上表面,这是因为 Coanda效应^[28],由于黏性作用和低压区的存在,喷流贴附突起的机翼上表面流动;高速喷流附着机翼流动的同时流速也略有增加,这是由于高速流动的可压缩性,喷流吸附流动时压缩效应增强,密度增大、压强降低,根据等熵流动假设的能量关系,速度随之增加。外涵喷管外部喷流的流速增加导致内涵外罩受到的冲刷阻力增大,因此安装短舱构型的 θ_{cc} 增加明显。观察外涵喷管出口的马赫数可发现外涵喷流接近声速,在喷管出口处产生扼流现象,外涵喷管接近临界状态。这种情况下喷管外界流动的变化情况对喷管内部流动的影响较小,因此两种构型的外涵总推力 F_{17} 、外涵喷管壁面气动力 θ_{bn} 基本不变。而内涵喷管处于亚临界状态,内涵喷流亚声速流动,未发生扼流现象,机翼对喷流干扰造成的压缩加速导致内涵总推力 F_7 略微增加,相应地 θ_{cn} 、 θ_{plug} 减弱。

短舱外阻主要来自进气道、外罩表面因周围流场流动产生的气动力。为分析外阻变化原因,提取两种构型的进气道表面、短舱外罩表面压力系数云图,如图 10 所示。可以发现由于机体对短舱附近流场的干扰,安装短舱构型的进气道表面及短舱外罩内侧出现更明显的负压区域,这些压力分布的变化导致两种构型外阻的差异。

进一步地,按照图 11 中的定义,以自由来流方向根据右手定则顺时针定义周向角 α ,以 45° 为间隔对短舱相关表面提取压力系数曲线。

相关表面压力系数(C_p)曲线如图 12 所示。可以发现,对于进气道,发现在周向角 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 区域,安装短舱构型进气道前缘负压略弱于独立状态,而在 $180^\circ\sim 270^\circ$ 区域安装短舱构型进气道前缘负压明显强于独立短舱构型,更强的负压使进气道前缘吸力增强,因此安装短舱构型进气道

在自由流动方向的气动阻力 θ_{intake} 低于独立短舱构型。对于短舱外罩,发现在周向角 $\alpha=180^\circ\sim 270^\circ$ 区域,安装短舱构型的短舱外罩前缘正压显著高于独立短舱构型,同时外罩后部出现负压区域,

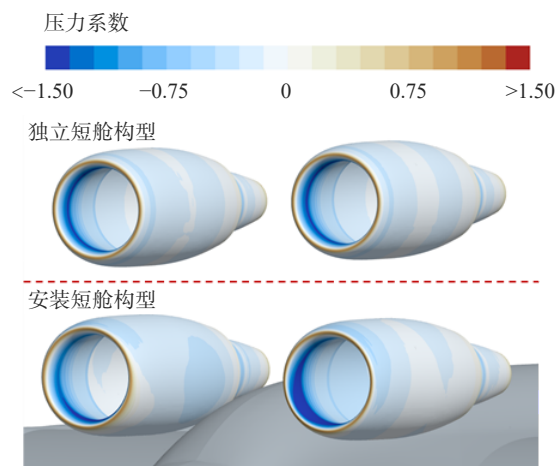


图 10 两种构型表面压力系数云图

Fig. 10 Pressure coefficient distribution of the two configurations

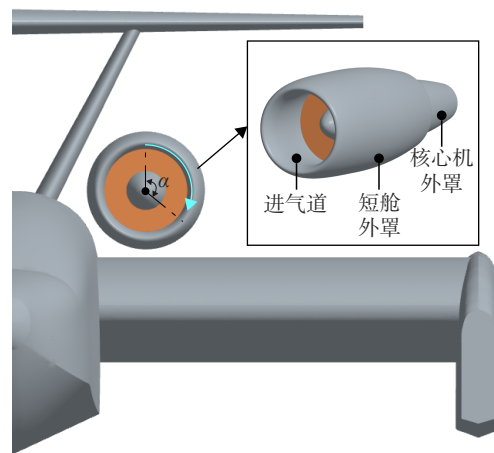
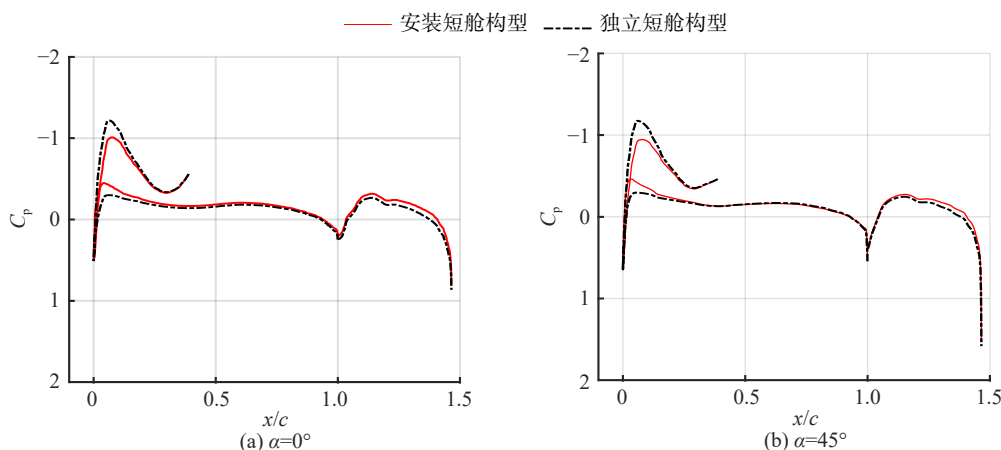
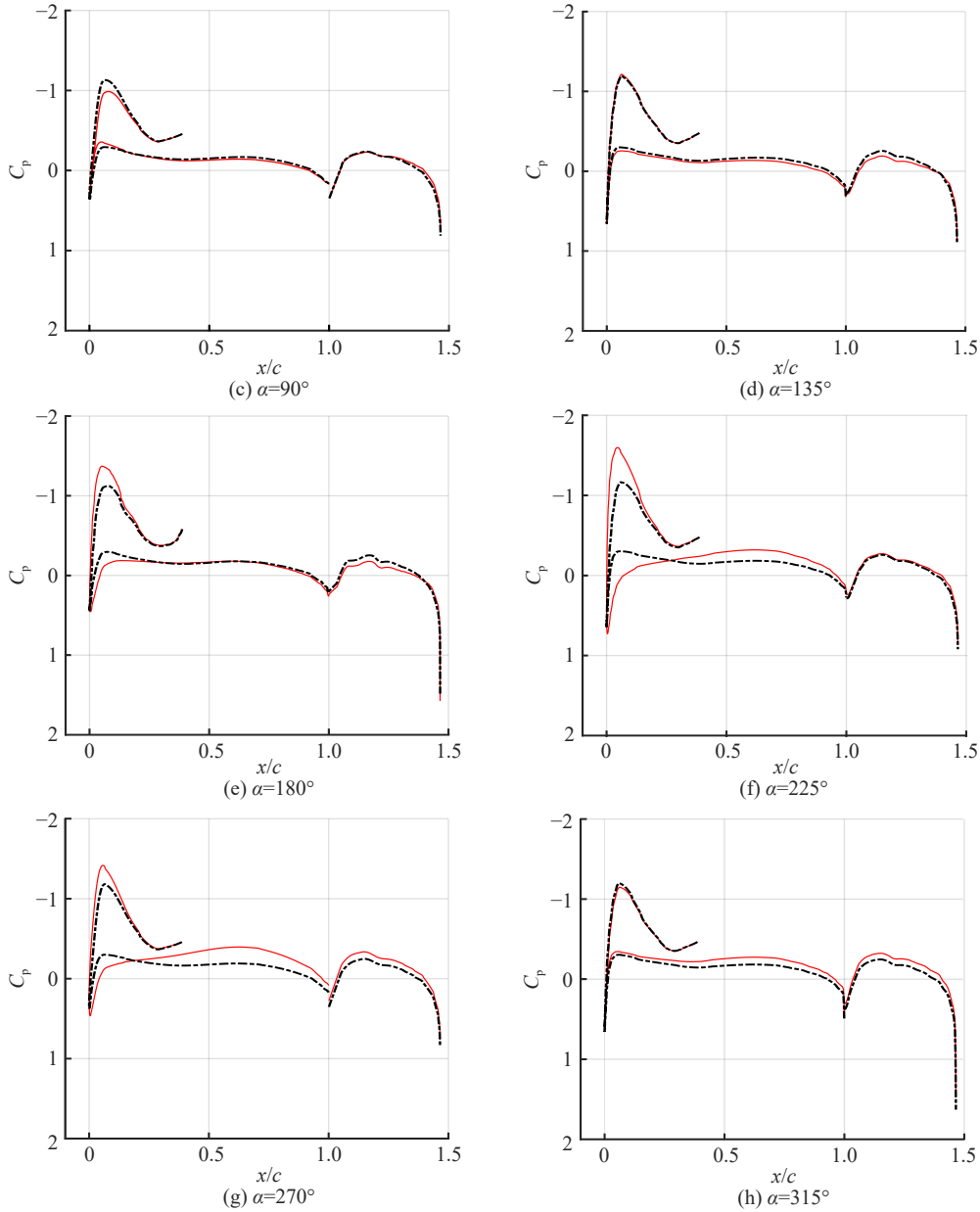


图 11 周向角 α 定义

Fig. 11 Definition of azimuth angle α



图 12 不同周向角 α 位置的安装短舱构型与独立短舱构型压力系数曲线对比Fig. 12 Comparison of pressure coefficient curves of installed and uninstalled nacelle configurations at different azimuth angle α location

前后压差的变化导致安装后短舱外罩表面的气动阻力 Φ_{cowl} 显著增加。

3.3 安装位置对净推力影响

为探究机体轴线方向不同安装位置对发动机净推力的影响,定义发动机安装位置为 $(x_0 + dx, z_0)$,如图 13 所示。记文中第 3.2 节安装状态短舱位置为基础位置, x_0 为基础位置短舱外罩尾缘与机翼前缘的横向间距。以 $0.05c_{\text{ref}}$ 为间隔改变横向间距,取 5 个不同的安装位置,如表 4 所示,其中位置 3 为基础安装位置。

为确保发动机处于同一工作状态以便于对比安装位置对净推力的影响,采用文中第 3.1 节确

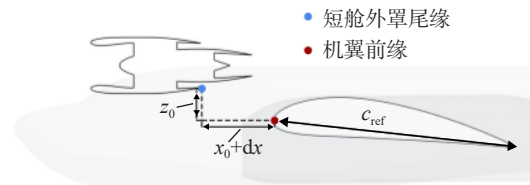


图 13 安装位置定义

Fig. 13 Definition of installation position

定的基础安装位置的发动机工作状态参数用于全部 5 个位置的进、排气数值计算,并对计算结果进行推阻分解。定义各安装位置相较于基础安装位置 p_3 的推阻分解分量变化程度:

表 4 不同的安装位置

Table 4 Different installation positions

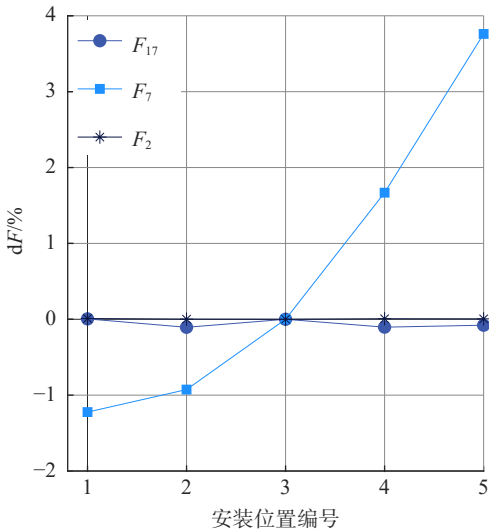
编号	位置
1	$(x_0 - 0.1c_{\text{ref}}, z_0)$
2	$(x_0 - 0.05c_{\text{ref}}, z_0)$
3	(x_0, z_0)
4	$(x_0 + 0.05c_{\text{ref}}, z_0)$
5	$(x_0 + 0.1c_{\text{ref}}, z_0)$

$$dF_i = \frac{|F_i| - |F_3|}{|F_3|} \times 100\% \quad (19)$$

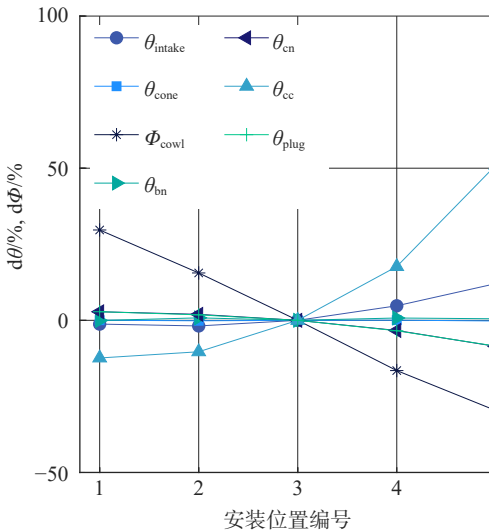
$$d(\theta, \Phi)_i = \frac{|(\theta, \Phi)_i| - |(\theta, \Phi)_3|}{|(\theta, \Phi)_3|} \times 100\% \quad (20)$$

$$dF_{\text{npt}} = \frac{|F_{\text{npt}i}| - |F_{\text{npt}3}|}{|F_{\text{npt}3}|} \times 100\% \quad (21)$$

图 14 给出了 dF_i 、 $d(\theta, \Phi)_i$ 以及 dF_{npt} 随安装



(a)



(b)

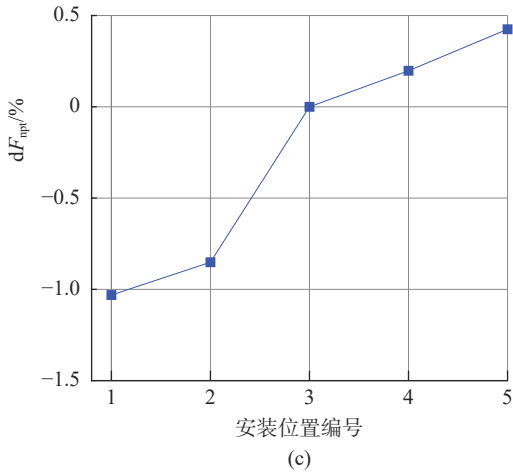
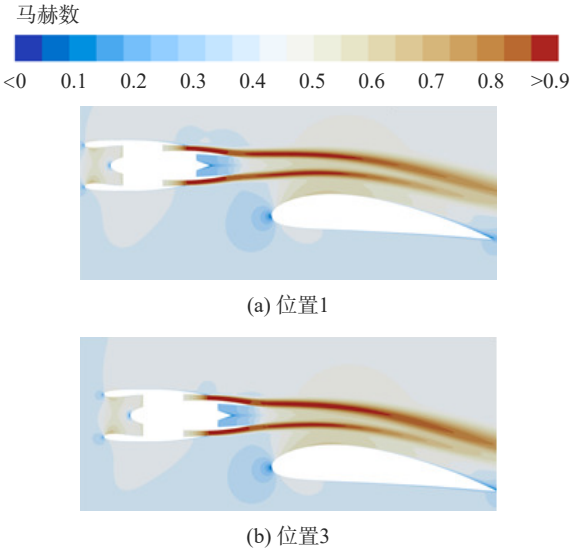


图 14 推阻分解分量变化程度随安装位置曲线

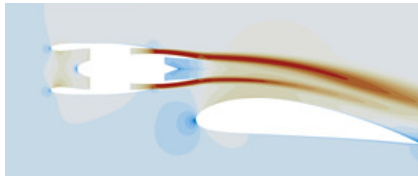
Fig. 14 Curve of variation degree of components of thrust/drag bookkeeping with different installation positions

位置变化曲线。发现对于总推力, 安装位置主要影响内涵总推力 F_7 , 越靠近机翼, 内涵推力越大, 发现位置 5 与位置 1 的 F_7 相差约 4.98%; 对于壁面气动力, 安装位置主要影响 θ_{intake} 、 θ_{cc} 、 θ_{cn} 、 θ_{plug} 、 Φ_{cowl} , 越靠近机翼, θ_{intake} 、 θ_{cc} 越大, 而 θ_{cn} 、 θ_{plug} 、 Φ_{cowl} 越小。其中变化最显著的是 θ_{cc} 以及 Φ_{cowl} , 位置 5 相较位置 1, θ_{cc} 增加了 63.34%, Φ_{cowl} 减小了 59.34%; 上述关于安装位置的变化最终导致净推力 F_{npt} 随着与机翼横向间距的减小而增加, 位置 5 相较位置 1, F_{npt} 增加了 1.46%。

图 15 给出了位置 1、3、5 的短舱中心面马赫数云图, 发现安装位置越靠近机翼, 机翼上表面对喷流的吸附加速作用越明显。与文中第 3.2 节分析的情况类似, θ_{cc} 由于外涵喷流在喷管外部的加速而增加; 外涵接近临界状态, 总推力及内部壁面气动力受外部流动加速的影响较小; 内涵处



(b) 位置3



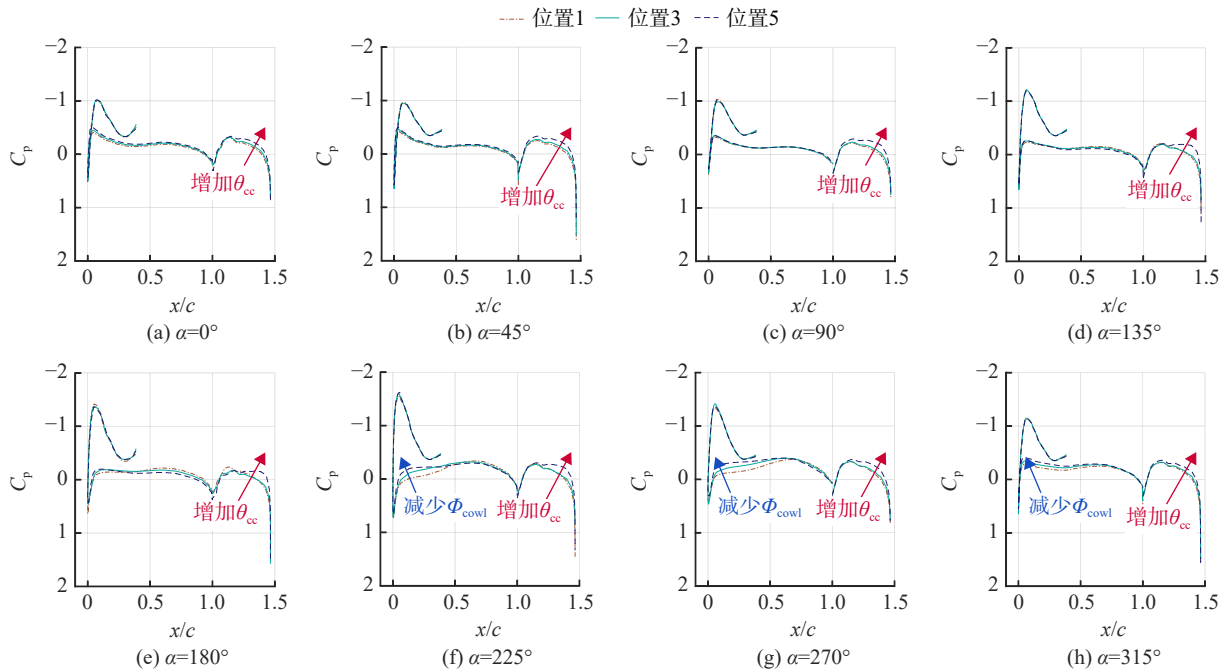
(c) 位置5

图 15 不同安装位置短舱中心面马赫数云图

Fig. 15 Mach number distribution on the major section of the nacelle with different installation positions

于亚临界状态,总推力因外部喷流的加速而增加。

根据文中第3.2节定义的周向角 α ,提取位置1、3、5在不同 α 处的相关表面压力系数曲线,如

图 16 不同周向角 α 位置压力系数曲线对比Fig. 16 Comparison of pressure coefficient curves at different azimuth angle α location

4 结 论

1) 由NAL-AERO-02-01 TPS短舱等比放大的动力短舱在来流马赫数为0.4的地效飞行器巡航工况下,经推力配平后进气道流量系数为0.917,外涵喷管接近临界状态,内涵喷管处于亚临界状态。

2) 短舱安装后,喷管喷流受机翼干扰产生吸附流动,并被压缩加速。接近临界状态的外涵喷管总推力基本不受影响,处于亚临界状态的内涵喷管总推力增加1.98%,短舱的内推力增加0.4%;同时,核心机外罩壁面气动阻力增加23.82%,尾椎的壁面气动力产生的推力减小4.16%,导致内阻增加1.5%;机身对短舱周围流场的干扰导致短舱外罩气动阻力增加77.79%,短舱外阻相应地增

加18.24%。最终安装后短舱净推力减小0.26%。

3) 安装位置在机体轴向的变化影响短舱的有效推力。短舱与机翼水平间距越小,喷流的吸附加速现象越明显,内涵总推力越大,相应地内阻越大;同时随着短舱接近机翼,短舱外罩受到机身的干扰越小,短舱外阻越小;短舱净推力随着与机翼水平间距的减小而增加,最接近机翼的安装位置相较于最远离机翼的安装位置净推力增加1.46%,短舱与机翼的近耦合有利于净推力的提升。

参考文献:

- [1] 王列辉,陈锐,张圣. 中日韩-东盟国家间产业转移与海上运输增长格局研究[J]. 世界地理研究, 2023, 32(10): 1-13.

WANG Liehui, CHEN Rui, ZHANG Sheng. Industrial transfer and

- maritime transport growth pattern between ASEAN and China, Japan, S. Korea[J]. *World Regional Studies*, 2023, 32(10): 1-13. (in Chinese)
- [2] SUN Jianhong, WANG Chenlu, ZHENG Daren, et al. The future and technique challenges of high-speed ground effect vehicle enrolled in maritime transportation[J]. *Aerospace Traffic and Safety*, 2024, 1(1): 43-54.
- [3] 郭思炫. 首推进器作用下地效翼船气动及起飞性能研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.
- GUO Sixuan. The research on aerodynamic and take-off performance of WIG graft in the influence of front propeller[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021. (in Chinese)
- [4] 刘浩, 孙建红, 张延泰, 等. 地面效应下的不同翼型亚声速气动特性分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(3): 408-415.
- LIU Hao, SUN Jianhong, ZHANG Yantai, et al. Aerodynamic characteristics of different airfoil in subsonic flow with ground effect[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 52(3): 408-415. (in Chinese)
- [5] 王晨鹭, 孙建红, 孙智, 等. 基于 Kriging 模型的高速地效翼型升阻特性优化[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(9): 20230550.
- WANG Chenlu, SUN Jianhong, SUN Zhi, et al. Optimization of lift-to-drag characteristics for high-speed wing-in-ground effect based on the Kriging model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(9): 20230550. (in Chinese)
- [6] ZHI Haolin, XIAO Tianhang, DENG Shuanghou, et al. Distinct wing-in-ground effect of airfoil in proximity to water waves[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(6): 3789-3804.
- [7] LIU Hao, SUN Jianhong, ZHAO Weidong, et al. Dynamic response of an aeroelastic airfoil within ground effects of flat and wavy surfaces[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36(11): 117162.
- [8] 肖洵莽, 黄天翔, 孙建红, 等. 基于深度集成-主动学习的地效飞行器机腹着水结构可靠性分析[J/OL]. *工程力学*, (2024-1-10) [2024-09-02]. <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=GCLX20240822001&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>.
- XIAO Xunqiao, HUANG Tianxiang, SUN Jianhong, et al. Structural reliability analysis of wing-in-ground aircraft belly water landing based on deep ensemble-active learning[J/OL]. *Engineering Mechanics*, (2024-1-10) [2024-09-02]. <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=GCLX20240822001&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>. (in Chinese)
- [9] 陈思宇, 孙建红, 孙智, 等. 地效飞行器双断阶机腹着水砰击过载分析[J]. *航空工程进展*, 2022, 13(6): 134-143.
- CHEN Siyu, SUN Jianhong, SUN Zhi, et al. Analysis of water landing overload of the double-stepped wing-in-ground aircraft[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(6): 134-143. (in Chinese)
- [10] SAE Technical Standards. In-flight thrust determination, appendix c thrust and drag accounting[R]. Warrendale, US: SAE Aerospace Information Report AIR1703A, 2012.
- [11] 张宇飞, 陈海昕, 方晓明. 基于 CFD 的涡扇发动机推阻分解方法及应用[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(3): 470-479.
- ZHANG Yufei, CHEN Haixin, FANG Xiaoming. Thrust-drag bookkeeping method of turbo-fan engine and its application[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(3): 470-479. (in Chinese)
- [12] MAGRINI A, BUOSI D, BENINI E. Analysis of installation aerodynamics and comparison of optimised configuration of an ultra-high bypass ratio turbofan nacelle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 128: 107756.
- [13] 张美红, 张冬云, 王美黎, 等. 基于 CFD 和推阻分解技术的全机溢流阻力预测与分析[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(5): 625-630.
- ZHANG Meihong, ZHANG Dongyun, WANG Meili, et al. CFD prediction and analysis of civil aircraft spillage drag based on thrust-drag bookkeeping method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(5): 625-630. (in Chinese)
- [14] YU Gang, LI Dong, SHU Yue, et al. Numerical simulation for engine/airframe interaction effects of the BWB300 on aerodynamic performances[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2019(1): 1072196.
- [15] 周翰玮, 陈勇, 谭兆光, 等. 翼身融合布局飞机机体-发动机气动干扰效应[J]. *航空学报*, 2019, 40(9): 623063.
- ZHOU Hanwei, CHEN Yong, TAN Zhaoguang, et al. Fuselage-engine aerodynamic interference effects of blended-wing-body aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(9): 623063. (in Chinese)
- [16] 顾文婷, 陈迎春, 陈真利, 等. 翼身融合民机背撑发动机安装效应对推力影响研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(2): 260-267.
- GU Wenting, CHEN Yingchun, CHEN Zhenli, et al. Investigation of engine installed effect on thrust of blended wing body transport with podded engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2): 260-267. (in Chinese)
- [17] KHARE A, KHURANA S. Aerodynamic characteristics of a wing-in-ground effect with micro-vortex generators[J]. *Physics of Fluids*, 2025, 37(2): 025189.
- [18] HU Huan, ZHANG Guiyong, SHI Yajun, et al. Influence of wingspan on aerodynamic properties of rectangular NACA4412 wing in ground effect[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2024, 46(2): 71-84.
- [19] YUN Liang, BLIAULT A, DOO J. WIG craft and ekranoplan: ground effect craft technology[M]. New York: Springer, 2010: 41-43.
- [20] MAGRINI A, BUOSI D, BENINI E. Maximisation of installed net resulting force through multi-level optimisation of an ultra-high bypass ratio engine nacelle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 119: 107169.
- [21] DENG Ning, AGARWAL R K. Numerical simulation of DLR-F6 wing-body flow field in ground effect[J]. *Computers & Fluids*, 2022, 245: 105576.
- [22] WILCOX D C. Comparison of two-equation turbulence models for boundary layers with pressure gradient[J]. *AIAA Journal*, 1993, 31(8): 1414-1421.
- [23] TAVARES SILVA V, LUNDBLADH A, XISTO C, et al. Overwing integration of ultra-high bypass ratio engines: a coupled wing redesign and engine position study[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 138: 108350.
- [24] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fan-jet engine and TPS (turbine powered simulator) [R]. Tokyo: Japanese Aerospace Technology Research Inst TR-NAL-TR-1045, 1989.
- [25] MIKKELSEN K L, MYREN D J, DAHL D G, et al. Initial sub-scale performance measurements of the AIAA dual separate flow reference (DSFR) nozzle[R]. AIAA -2015-3883, 2015.
- [26] THORNOCK R L. Propulsion aerodynamics workshop: II participants' analyses of a dual separate flow reference nozzle in terms of thrust and flow performance[R]. AIAA -2016-4503, 2016.
- [27] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K, et al. Euler flow analysis of turbine powered simulator and fanjet engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(6): 1015-1022.
- [28] MASSEY S, ELMILIGUI A, HUNTER C, et al. Computational analysis of a chevron nozzle uniquely tailored for propulsion airframe aeroacoustics[R]. AIAA-2006-2436, 2006.

(编辑: 陈 越)