

螺旋桨运输机进气道阻力特性分析

王定奇

(中国飞行试验研究院 动力装置飞行试验技术研究所, 西安, 710089)

摘要 以某型螺旋桨运输机带动力装置飞行试验台为研究对象,建立了三维流场模型,采用CFD进行了网格划分及数值计算。以前期飞行试验数据和发动机热力循环模型计算结果为边界条件,开展了不同飞行马赫数、高度及桨叶角的数值计算。选用桨叶角表征发动机状态,分析了不同飞行高度、马赫数、螺旋滑流对进气道前罩作用力和附加前体力影响的变化规律。计算结果表明:不同高度、桨叶角及马赫数均会改变进气道阻力,在马赫数0.5,高度4 km状态下,桨叶角由40°增大至50°,前罩作用力减小1 700 N,附加前体力减小3 600 N,而附加前体力系数及前罩作用力系数随飞行高度基本不变。进气道阻力特性研究为后续试飞中确定涡桨发动机外部阻力特性分析提供了数据支持。

关键词 飞行试验台;数值计算;螺旋桨滑流;前罩作用力;附加前体力;捕获面积比

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.01.010

中图分类号 V221.3 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)01-0068-08

Research on Inlet Resistance Characteristics of Propeller Aircraft

WANG Dingqi

(Power-Plant Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract Taking a certain type of propeller transport aircraft powered device flight test bed as the research object, a three-dimensional flow field model is established by CFD method with numerical calculation and meshing. The previous flight test data and engine thermal cycle model output data are used as boundary condition computational. Numerical calculations of different Mach, flight altitudes and blade angle are carried out. The engine state being characterized by the blade angle, the influence of different altitudes, speeds and blade angles on the force of the inlet front cover and additional front body force are analyzed. The calculation results show that at different altitude, the resistance of the inlet might be changed with the blade angle and Mach. When state is at 0.5 Mach and height equalsto 6 km, the blade angle increases from 40 to 50, the nacelle front force decreases by 1 700 N, and the additional front drag decreases by 3 600 N. While the flight altitude has almost no effect on the additional front body force coefficient and the front cover force coefficient. The research provides data support for determining the external resistance characteristics of the turboprop engine in the subsequent flight test.

Key words flight test bed; numerical simulation; slipstream of propeller; nacelle front force; additional front drag; capture area ratio

收稿日期: 2022-08-14

作者简介: 王定奇(1992—),男,陕西汉中,工程师,硕士,研究方向为航空发动机性能试飞。Email:15191893895@163.com

引用格式: 王定奇.螺旋桨运输机进气道阻力特性分析[J].空军工程大学学报,2023,24(1):68-75. WANG Dingqi. Research on Inlet Resistance Characteristics of Propeller Aircraft[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(1): 68-75.

随着对运输机航程、油耗、推力更高指标的需求,对飞机的性能提出了更高要求,需要精确地评估飞机和发动机性能。根据国外文献 AGARD-CP-150^[1],运输类飞机每增加一个阻力点($\Delta C_D = 0.0001$)意味着减小 1 t 有效载荷,因此降低飞机系统阻力、增大航程对于飞机性能至关重要。飞机升阻极曲线的确定也是运输机平台性能优劣的直观体现,在飞机设计阶段通过缩比模型风洞试验获取,在飞行试验阶段通常采用的方法是首先获取稳态或准稳态飞行状态下的动力装置安装净推力^[2],通过受力平衡计算间接得到飞机阻力并最终确定飞机阻力极曲线。

安装净推力是指发动机标准净推力扣除与发动机工作状态相关的外部阻力之后的力^[3],即由标准净推力 F_n 、进气系统产生的阻力增量 ΔF_{in} 、排气系统产生的阻力增量 ΔF_{ex} 和由于发动机状态变化引起的飞机配平阻力增量 ΔF_{trim} 组成。螺旋桨运输机在设计过程中,通常会选择通流短舱模型的飞机进行风洞试验^[4],通过吹风试验获取的飞机升/阻力特性与发动机状态无关的气动阻力。然而,发动机状态变化对于进气道会产生溢流阻力增量,对排气系统会产生干扰阻力增量,且不同飞行高度、速度条件下螺旋桨产生的滑流会对发动机、短舱、机翼等产生干扰,改变飞机的升阻特性^[5]。因此,确定进气道溢流阻力增量,并将其作为飞行试验相关性研究是迫切需要解决的问题,将直接影响目前飞/发一体化设计水平,进而影响螺旋桨运输机飞行包线内的整体性能优劣。

溢流阻力是由发动机状态变化引起的相对于发动机标准工作状态下的气动阻力的增量。国外学者对于涡扇发动机溢流阻力的研究较早,Seddon 和 Scott 等分别对进气道阻力进行分析^[6-7];Toubin 等人采用数值模拟方法获取短舱阻力,并通过控制参数优化了短舱在巡航状态下的气动阻力,有效降低了气流分离^[8];Richey 和 Schoelen 利用 B-1 轰炸机的风洞试验与飞行试验项目,分别研究了短舱后与喷管之间的排气干扰阻力及进气道在实际飞行条件下的损失和修正方法^[9-10]。近年来,随着对飞/发一体化设计的深入,国内相关学者借助计算流体力学(CFD)对飞机流场进行全三维仿真,主要针对涡扇发动机进气道阻力开展研究。高翔等对翼吊短舱形式运输机进气道阻力特性进行分析,获得了大涵道比发动机进气道阻力随飞行高度、速度、发动机工作状态的变化规律^[11];张兆等对发动机短舱溢流阻力进行数值模拟并分析了产生的原因,利用 NACA-1-

81-100 发动机进气道为标准算例,验证数值方法可行性^[12];Zang Y F 等人利用数值计算方法,针对民用飞机中短舱通流模型及发动机工作状态时阻力进行分析,认为发动机装机后的安装损失应在飞机设计过程中加以考虑^[13]。

可以看出国内外对于进气道阻力确定主要针对涡扇发动机。由于涡桨发动机短舱阻力同时受到飞行状态、发动机状态及螺旋桨滑流干扰,较涡扇发动机短舱阻力更复杂,相关研究较少。本文以某型螺旋桨运输机带动力装置飞行试验台为研究对象,结合飞行试验点及发动机热力循环模型获取的参数,对螺旋桨滑流进行数值计算,分析进气道阻力特性的变化规律,为飞行试验中涡桨发动机的安装净推力确定提供技术支撑。

1 模型建立及验证

计算模型为某型上单翼四发螺旋桨运输机,涡桨发动机采用翼吊短舱布局形式,螺旋桨为六叶桨,采用 ARA-D 叶型。定义螺旋桨的旋转方向为顺航向逆时针,模型如图 1 所示。采用 UG 软件将螺旋桨与运输机进行组装,最终获得带动力装置的全机三维数模。采用结构化网格对螺旋桨进行划分,拓扑结构如图 2 所示。

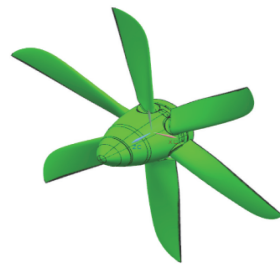


图 1 螺旋桨三维数模

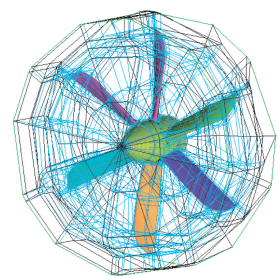


图 2 螺旋桨流场拓扑结构

根据该运输机平台的结构尺寸,半模计算远场域采用长 300 m(航向)、宽 100 m(侧向)和高 60 m(法向)的长方体作为计算控制域,如图 3 所示。

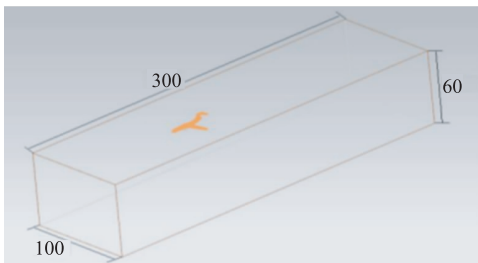


图3 外流场计算域

由于螺旋桨滑流对进气道流场扰动较大,因此对螺旋桨区域流场结构进行网格加密,同时保证网格质量。螺旋桨单个旋转域网格量为 300 万,与孤立螺旋桨计算精度一致(已在螺旋桨风洞试验中对数值仿真结果进行验证)^[14-15]。飞机机身、短舱、机翼等采用非结构四面体网格进行划分,并对受螺旋桨滑流影响的飞机表面进行网格加密。固壁面均采用 15 层边界层网格,第 1 层网格 0.3 mm,近壁面 y^+ 在 0.8~4.5;增长率 1.2,半模飞机流场网格量为 450 万,总网格总数量约 1 050 万,模型整体网格分布如图 4 所示。不同桨叶角下,螺旋桨旋转域网格质量保证在 0.2 以上,飞机外流场网格质量在 0.1 以上。

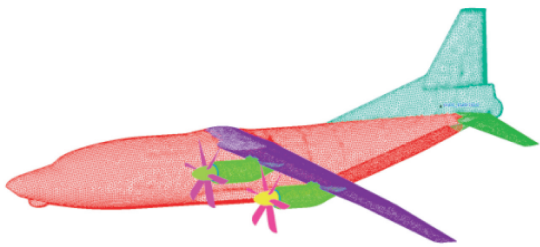


图4 模型网格

由于运输机机身/机翼/短舱处网格静止不动,而螺旋桨处网格相对于机身作高速旋转运动,故将半模流场计算域分为旋转域和静止域。螺旋桨处旋转网格用圆盘包裹,流场网格点数据通过 interface 进行插值计算^[16],如图 5 所示。在 Fluent 计算中,通过旋转域网格的转动来模拟螺旋桨的旋转,螺旋桨表面网格分布如图 6 所示。

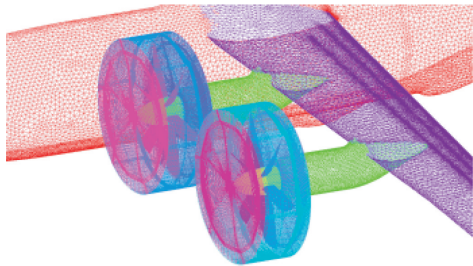


图5 旋转域表面网格分布

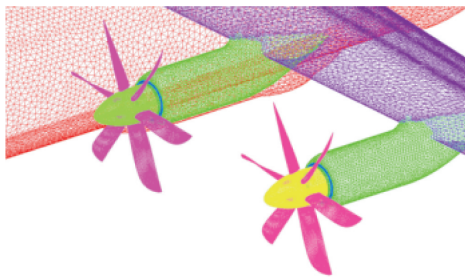


图6 螺旋桨表面网格分布

Fluent 计算采用壁面加强型 RNG $k-\epsilon$ 两方程湍流模型进行求解,采用二阶中心差分格式^[17-18]。以螺旋桨运输机飞行试验数据作为 CFD 计算的边界条件:马赫数 Ma 、大气静压 p_0 和大气静温 T_0 作为远前方输入边界条件;螺旋桨桨叶角、转速作为螺旋桨边界条件。

将飞行中实测大气参数、螺旋桨参数及发动机热力循环模型输出的发动机进气道出口截面参数作为整机数值计算的边界条件和初始条件,开展流场计算。在 Fluent 中提取螺旋桨拉力和功率并转化为无量纲拉力系数和功率系数曲线,如图 7~图 8 所示。可以看出,飞行中相同桨叶角时拉力、功率系数随着前进比增加而减小;而相同前进比时拉力、功率系数随着桨叶角的增加而增大。

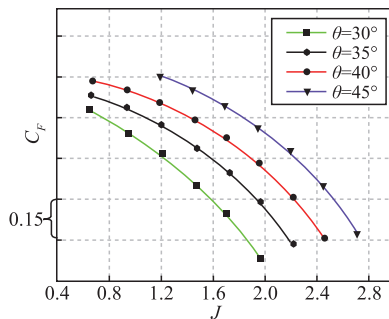


图7 拉力系数曲线(仅给出变化量)

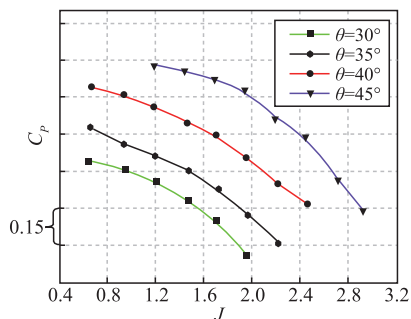


图8 功率系数曲线(仅给出变化量)

在飞行试验中通过加装的扭矩测量装置可获得不同飞行状态下发动机轴功率;结合减速器效率,可以计算飞行中输出到螺旋桨的实时功率。选取飞行中常用的 4 个桨叶角,将数值仿真计算结果与飞行试验获取的功率系数进行对比。从表 1 中可以看

出,在桨叶角 35°时,仿真计算误差最大为 4.60%,计算结果满足工程精度要求,验证了仿真模型计算的准确度。

表 1 功率系数对比

$\theta/(\circ)$	C_P		error/%
	CFD	Flight	
30	0.455	0.476	4.17
35	0.504	0.527	4.60
40	0.487	0.503	3.18
45	0.502	0.516	2.71

考虑到螺旋桨运输机的飞行包线范围,选择螺旋桨桨叶角 30°、35°、40°、45°、50°,高度 4 km、6 km 高度层,马赫数 0.3、0.4、0.5,共计 30 个状态点的 CFD 计算。

2 外部阻力分析

由于该型涡桨发动机采用等转速调节规律,通过数控装置控制桨叶角自动变距,以维持转子转速恒定。通过建立的涡桨发动机热力循环模型,结合飞行中实测的大气条件及油门杆(PLA)状态,获取进气道出口流量和螺旋桨桨叶角。

从图 9~图 10 可以看出,数值计算所选取的试验点中,油门杆变化对桨叶角的影响较大,而对发动机进气流量影响较小,因此可简化为通过桨叶角变化来表征油门杆状态变化。

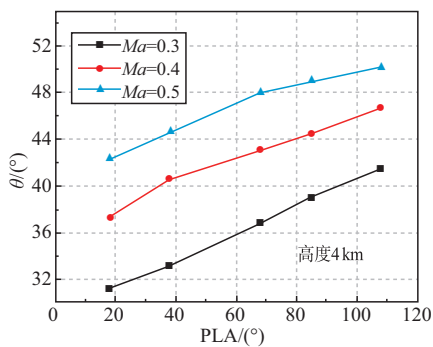


图 9 桨叶角随油门杆角度变化曲线

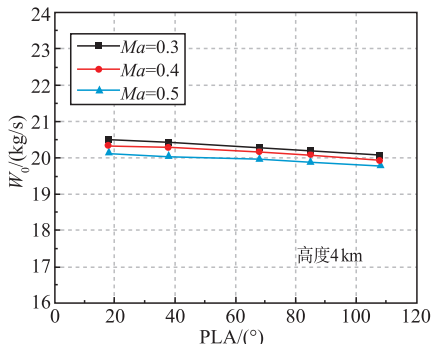


图 10 进气道流量随油门杆变化曲线

螺旋桨运输机动力装置结构为牵引式螺旋桨布局,参考 SAE-AIR 4065A-2012^[19]可以建立动力装置总净推力 F_{net} 计算表达式,控制体如图 11 所示。

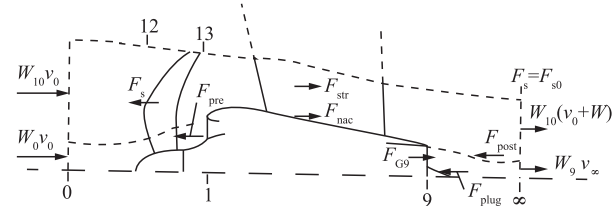


图 11 牵引式涡桨发动机控制体分析

分别取上、下游无穷远大气参数,取航向受力为正方向,则涡桨发动机净推力表达式为:

$$F_{net} = F_s - (F_{str} + F_{nac}) - F_{pre} + F_{CORE}^* \quad (1)$$

式中: F_s 为螺旋桨装机条件下桨叶产生的拉力,称为表征拉力; $(F_{str} + F_{nac})$ 为吊挂和短舱阻力,由于该型发动机与机翼融合,故不存在吊挂阻力项; F_{pre} 为发动机内流管附加前体力; F_{CORE}^* 为发动机排气推力。

对于飞机设计方通常先开展飞机短舱通流模型状态及发动机选定某一状态开展风洞试验,确定升阻极曲线及修正^[20],但发动机实际工作时油门杆变化而带来的进气阻力增量,即溢流阻力(如图 12 所示),并没有纳入升阻极曲线的修正当中。发动机设计方所给出的标准净推力也没有考虑该部分阻力,因此发动机状态变化引起的阻力增量属于飞、发设计的交叉部分。

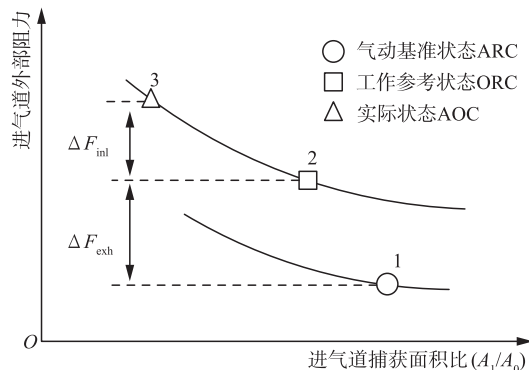


图 12 进气道外部阻力随捕获面积比变化曲线

涡桨发动机的安装净推力表达式为:

$$F_{IPE} = F_{net} - \Delta F_{inl} - \Delta F_{exh} - \Delta F_{trim} \quad (2)$$

对于发动机进气系统阻力增量主要由于发动机实际工作状态偏移工作参考状态导致的溢流阻力增量 ΔF_{inl} ,可以由式(3)得到:

$$\Delta F_{inl} = F_{pre} - F_{pre, datum} + F_c - F_{c, datum} = F_c - F_{c, datum} \quad (3)$$

式中: F_c 为进气道阻力; $F_{c, datum}$ 为进气道工作参考状态阻力。从上式可以看出,进气道溢流阻力是进气道阻力与工作参考状态阻力的偏差引起的,但是

由于飞行试验过程无法直接对进气道阻力进行测量,因此必须通过附加前体力 F_{pre} 和前罩作用力 F_c 来确定溢流阻力。短舱前罩作用力 F_c 为溢出气流流过进气道前缘时产生的压差作用力与摩擦力沿发动机轴向的分量,CFD 计算后可以积分获得;而附加前体力可以通过流入进气道流体作为控制体,进行受力分析,如图 13 所示。

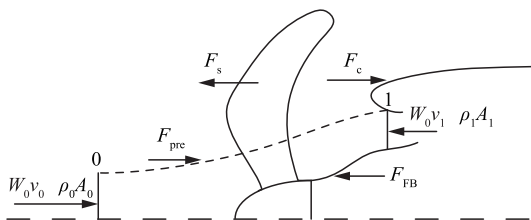


图 13 进气道受力示意图

$$F_{\text{pre}} = (\rho_1 A_1 - \rho_0 A_0) + W_0(v_1 - v_0) + F_{\text{FB}} \quad (4)$$

式中: W_0 为进气道出口流量; ρ 为当地大气密度; v_0 为自由流速度; A_1 为进气道出口面积; F_{FB} 为发动机进口处螺旋桨整流罩作用在 0~1 之间流管的表面力。

对于涡扇发动机,发动机进气道横截面为圆形,当进气道捕获面积比 $A_0/A_1=1$ 时,进入发动机进气道的流线几乎不发生弯曲。工程试验通常将捕获面积比在 $0.95 \leq A_0/A_1 \leq 1.0$ 之间变化时,进气道阻力变化较小,故选择面积比在 $0.95 \leq A_0/A_1 \leq 1.0$ 范围内对应的发动机工作状态为基准状态。 A_0/A_1 由式(5)得到:

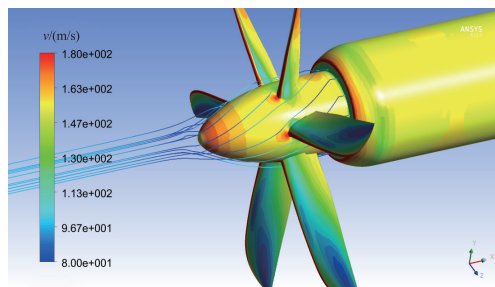
$$A_0/A_1 = W_0/\rho v_0 A_1 \quad (5)$$

对于该型涡桨发动机,进气道为环形进气,进气道前面有桨毂整流罩及桨轴对进入进气道的流管产生阻塞效应,因此在各飞行工况点状态下,进气道捕获面积比 A_0/A_1 变化时,流线依然会发生弯曲。在相同飞行高度、速度下,发动机状态变化而进气道流量变化较小(如图 10 所示),因此 A_0/A_1 基本保持不变,无法通过捕获面积比来表征发动机状态。由于螺旋桨桨叶角变化使螺旋桨对桨盘前后气流做功不同,螺旋桨产生的滑流会改变短舱、桨毂表面的压力分布,对进气道阻力产生较大影响,综合考虑螺旋桨在飞行中的桨叶角变化情况,根据桨叶角度确定基准状态。当油门杆状态变化时,附加前体力 F_{pre} 和前罩作用力 F_c 随着“油门杆变化”而产生的阻力增量即可确定,这两部分的阻力增量之和即为溢流阻力。在确定涡桨发动机安装净推力时,需在总净推力中扣除进气溢流阻力增量,从而保证飞机极曲线不随发动机状态变化而改变。

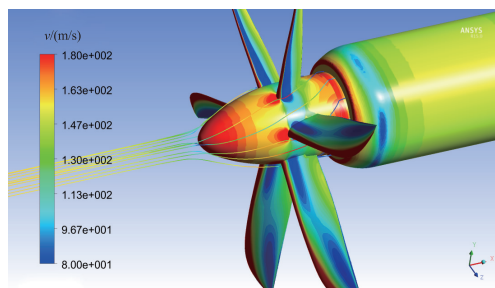
3 结果分析

3.1 流场分析

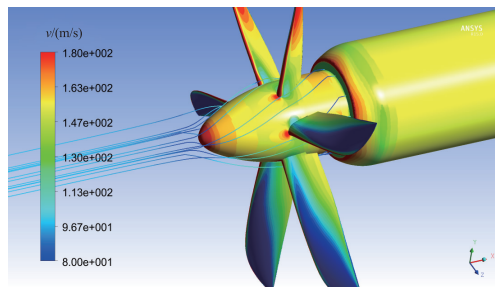
图 14 给出了高度 4 km,不同马赫数和桨叶角下进气道入口流线图计算结果。可以看出随着来流马赫数的增大,流管变细,流线在桨帽前方的弯曲程度增加,进气道附加前体力增大。随着桨叶角的增大,螺旋桨对桨盘处的气流做功更大,使桨盘处的流线弯曲程度增大,同时改变了前缘流场分布的改变使压差阻力及轴向摩擦阻力,这两种力构成了短舱前罩作用力。



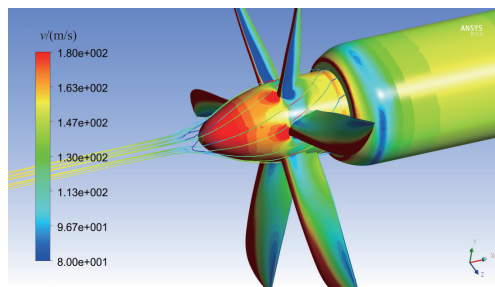
(a) $\theta = 30^\circ, Ma = 0.3$



(b) $\theta = 30^\circ, Ma = 0.5$



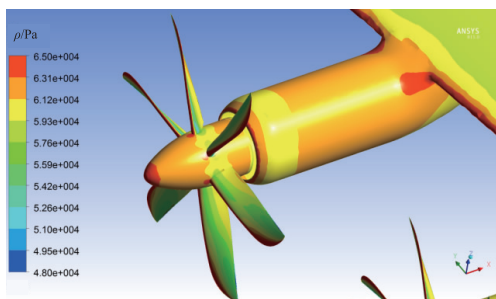
(c) $\theta = 40^\circ, Ma = 0.3$



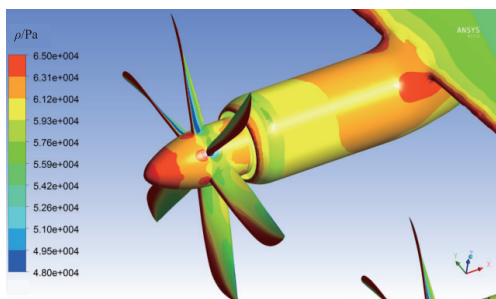
(d) $\theta = 40^\circ, Ma = 0.5$

图 14 进气道流场分布

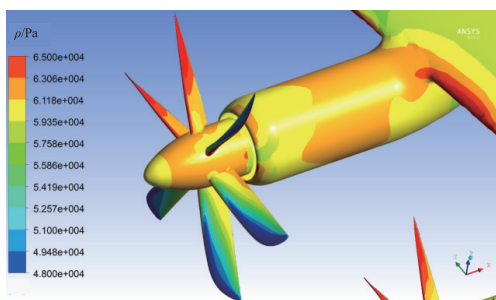
图 15 分别给出了螺旋桨转速 1 075 r/min、高度 4 km 条件下,不同马赫数、桨叶角状态下进气道前缘处静压分布及轴向摩擦阻力分布云图。桨叶角 30°,可以看出随着来流速度的增大,螺旋桨吸力面的压力不断增大;这是由于螺旋桨定转速,而来流速度增大后,速度三角形发生变化,使来流对螺旋桨的冲击力度加强;而叶片压力面与吸力面的压力差逐渐缩小,这也是导致螺旋桨拉力逐渐降低的原因。马赫数 0.3 时,桨叶角 30°增大至 45°后,螺旋桨对气流做功能力增大,此时叶盆出压力桨盘后气压增大,气流通过桨盘后加速,螺旋桨叶背表面压力减小,叶片前后桨叶处压力差增大,故螺旋桨拉力增大。



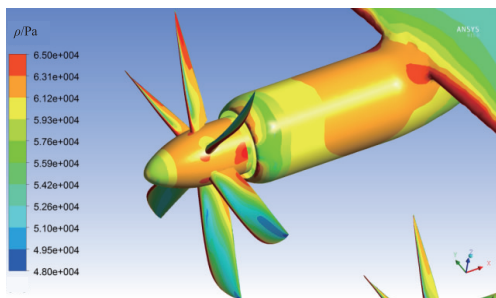
(a) $Ma=0.3, \theta=30^\circ$



(b) $Ma=0.4, \theta=30^\circ$



(c) $Ma=0.3, \theta=45^\circ$



(d) $Ma=0.4, \theta=45^\circ$

图 15 发动机进气道及短舱表面静压分布(高度 4 km)

3.2 附加前体力特性分析

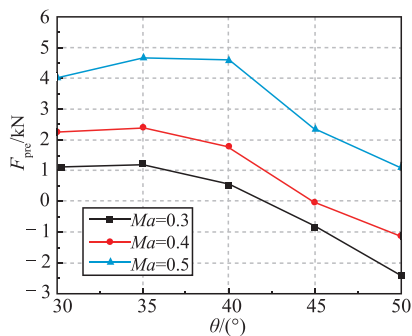
图 16~图 17 给出了高度 4 km、6 km 不同马赫数下进气道附加前体力的具体数值计算结果。附加前体力系数定义如下。

$$C_{F_{pre}} = \frac{F_{pre}}{\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 A_1} \quad (6)$$

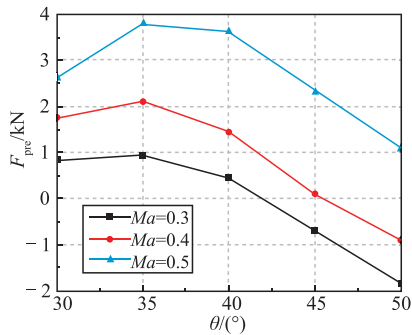
式中: ρ_0 为大气密度; v_0 为自由流速度; A_1 为进气道出口面积。

涡桨发动机桨毂包含在发进气流场中,直接对桨毂曲面积分产生较大的轴向力,导致附加前体力中桨毂力占比大,影响附加前体力系数随发动机状态变化规律的分析,因此提取桨毂表面相对压力进行积分,进而得到相对附加前体力系数曲线。

图 16 为附加前体力随飞行状态和桨叶角状态变化曲线,可以看出,相同发动机状态时,附加前体力随马赫数的增大而增大。通过分析认为,来流马赫数增大,作用在桨毂表面压力增大,且随着马赫数增大进气道出口压力增大。根据公式(4)可以计算出涡桨发动机进气道附加前体力随马赫数增大而增大。在高度 4 km,相同马赫数下,桨叶角由 40°增大至 50°,附加前体力最大相差 3 600 N。桨叶角 50°状态下,马赫数由 0.3 增大至 0.5 时,附加前体力最大相差 3 250 N。



(a) 附加前体力(高度 4 km)

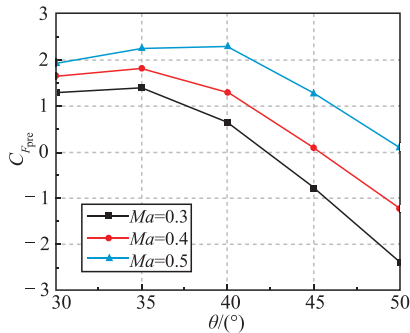


(b) 附加前体力(高度 6 km)

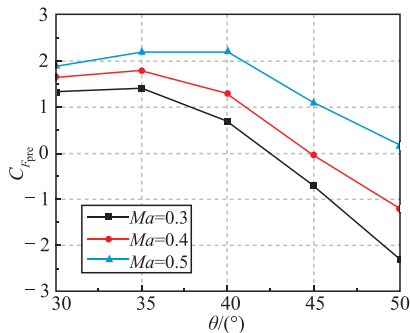
图 16 附加前体力计算结果

图 17 为附加前体力系数随飞行状态和桨叶角状态变化曲线,可以看出随着飞行高度的增加,附加前体力减小,但附加前体力系数基本保持不变。通

过分析认为,附加前体力系数计算(式6)中,已经去除空气密度,飞行速度影响,因此在一定高度范围内,不同飞行高度下,附加前体力系数基本不变。



(a)附加前体力系数(高度4 km)

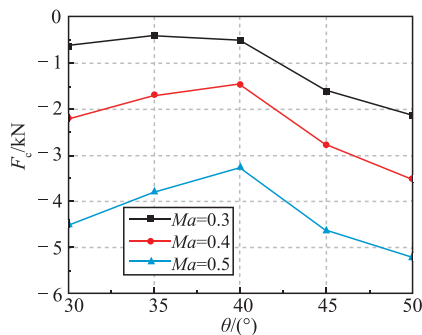


(b)附加前体力系数(高度6 km)

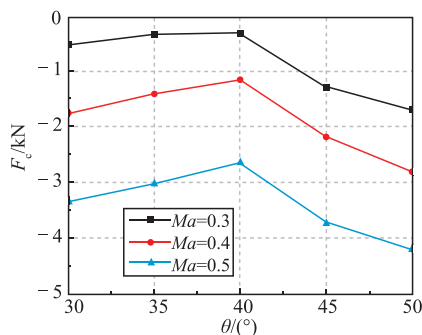
图17 附加前体力系数计算结果

3.3 短舱前罩作用力特性分析

图18~图19给出了高度4 km、6 km, $\theta=30^\circ$ 、 35° 、 40° 、 45° 、 50° , $Ma=0.3$ 、 0.4 、 0.5 ,共30个状态下短舱前罩作用力计算结果。前罩作用力系数定义与附加前体力系数相同,可参考公式(6)。

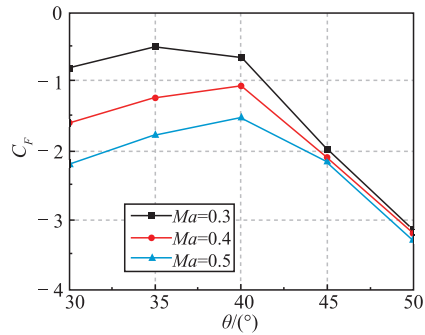


(a)前罩作用力(高度4 km)

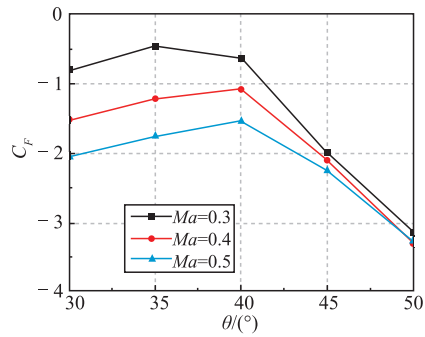


(b)前罩作用力(高度6 km)

图18 前罩作用力计算结果



(a)前罩作用力系数(高度4 km)



(b)前罩作用力系数(高度6 km)

图19 前罩作用力系数计算结果

从图19可以看出,在相同马赫数情况下,短舱前罩作用力 F_c 随着桨叶角先增大后快速下降。短舱前段压力小于来流大气,因此对短舱前段部分积分后轴向力为负。随着飞行高度的增加,短舱前罩作用力减小,但短舱前罩作用力系数基本保持不变,因此在一定高度范围内,短舱前罩作用力系数与飞行高度无关。

4 结论

本文以某型带动力螺旋桨运输机飞行试验台为研究对象,进行了数值计算和分析。根据计算结果,总结了短舱前罩作用力和进气道附加前体力随飞行高度、飞行马赫数、桨叶角和发动机状态的变化规律,为后续涡桨发动机性能试飞及进气道外部阻力特性处理方法提供支撑。

1)螺旋桨桨叶角变化对于前罩作用力和附加阻力均影响较大,主要原因是螺旋桨桨叶角增大,螺旋桨滑流流管变细,气流通过螺旋桨后压力增大,附加前体力增大;滑流流管范围内的短舱、桨毂表面的压差阻力和摩擦阻力也同时增大。

2)前罩作用力与附加前体力变化规律基本相同,随着桨叶角的增大,先缓慢增大,在桨叶角大于 40° 后迅速减小。在高度4 km,相同马赫数下,桨叶角由 40° 增大至 50° ,附加前体力最大相差3 600 N,前罩作用力最大相差1 700 N。桨叶角 50° 状态下,马赫数由0.3增大至0.5状态下,附加前体力最大

相差 3 250,前罩作用力最大相差 3 150 N。

3)在一定高度范围内,涡桨发动机进气道附加前体力系数、短舱前罩作用力系数随飞行高度变化基本保持不变。

参考文献

- [1] AULEHLA F, BESIGK G. Reynolds Number Effects on Fore and Aftbody Pressure Drag[Z]. AGARD CP-150, 1974: 42-49.
- [2] ABERNETHY R B, ADAMS R J. In-flight Thrust Determination [M]. Washington DC: SAE AIR, 1985:41-48.
- [3] 高扬,姜健,屈霁云. 航空燃气涡轮发动机飞行推力确定[M]. 北京:航空工业出版社, 2019:18-22.
- [4] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京:国防工业出版社, 2002:9-12.
- [5] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006:59-66.
- [6] SEDDON J, GOLDSMITH E L. Intake Aerodynamics[M]. Oxford: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985:11-15.
- [7] SCOTT D, HOLLAND, JOHN N. Inviscid Parametric Analysis of Three-Dimensional Inlet Performance [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3): 610-615.
- [8] TOUBIN H, DIN I, MEHEUT M. Multipoint Aerodynamic High Fidelity Shape Optimization of an Isolated Engine Nacelle [C]//52nd Aerospace Sciences Meeting Scitech. [S. l.]:AIAA, 2014:903-907.
- [9] RICHEY G, PETERSEN M, PRICE E. Wind Tunnel/Flight Test Correlation on the B-1 Nacelle Afterbody/Nozzle[C]//12nd Propulsion Conference. [S. l.]:AIAA, 2013:673-677
- [10] SCHOELEN F. B-1 Inlet and Nozzle Flight Performance Determination Program [C]//7th Atmospheric Flight Mechanics Conference. [S. l.]: AIAA, 1981: 1852-1854.
- [11] 高翔,李密,李秋峰. 翼吊短舱形式运输机进气道阻力特性分析方法研究[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 61-68.
- [12] 张兆,陶洋,黄国川. 发动机短舱溢流阻力的数值模拟[J]. 航空学报, 2013, 34(3): 547-553.
- [13] ZHANG Y F, CHEN H X, FU S, et al. Drag Prediction Method of Powered-on Civil Aircraft Based on Thrust Drag Bookkeeping [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 1023-1033.
- [14] 王定奇,屈霁云,李密. 基于拼接网格的孤立螺旋桨特性研究[J]. 飞行力学, 2019(3): 87-92.
- [15] 王定奇,屈霁云,刘雨. 基于CFD的螺旋桨拉力确定方法[J]. 航空发动机, 2020, 46(3): 20-24.
- [16] 麻荣,高飞飞,颜洪. 螺旋桨飞机滑流非定长数值模拟研究[J]. 航空计算技术, 2016, 46(1): 27-30.
- [17] 乔宇航,马立东,李陟. 螺旋桨/机翼相互干扰的非定长数值模拟[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1366-1373.
- [18] 许何勇,叶正寅. 螺旋桨非定长滑流数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 148-153.
- [19] SAE. Propeller/Profan In-Flight Thrust Determination: SAE-AIR-4065A[R]. Washington DC: SAE, 2012:115-121.
- [20] ANTWERPEN B V, DETANDT Y, COPIELLO D, et al. Performance Improvements and New Solution Strategies of Actran/TM for Nacelle Simulations [C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. [S. l.]:AIAA, 2014: 3-5.

(编辑:姚树峰)