文章编号:1000-8055(2024)06-20210697-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210697

一型逆时针主旋翼的双发直升机进气流场数值 仿真分析

杨柳,刘雨

(中国航空工业集团有限公司中国飞行试验研究院,西安710089)

摘 要:通过数值仿真方法模拟了一型逆时针主旋翼的双发直升机在稳定前飞、侧飞、悬停状态下的流场,获取了不同飞行状态下的进气总压损失和进气温升。结果显示:稳定前飞时发动机进气面平均总压损失,且失随飞行速度增大而增大,最大约为1.61%;侧飞时下游发动机进气道外侧区域存在较大的进气总压损失,且下游发动机进气存在较大温升;同速度下右侧飞时下游发动机进气温升幅度更高,对发动机工作性能影响更大;悬停状态下发动机进气面平均总压损失最大约为1.14%。通过与该型直升机飞行数据对比,验证了数值仿真结果的有效性。研究结果可以为国内同类型直升机试飞科目规划和发动机安装损失评估提供参考。
 关键 词:直升机;稳定前飞;侧飞;悬停;进气总压损失
 中图分类号: V231.3 文献标志码: A

Numerical simulation analysis of inlet flow field of anti-clockwise main rotor helicopter with twin engine

YANG Liu, LIU Yu

(Chinese Flight Test Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: The flow field of an anti-clockwise main rotor helicopter with two engines in steady forward flight, side flight and hovering was simulated by numerical simulation method, and the total inlet pressure loss and inlet temperature rise under different flight states were obtained. The results showed that the average total pressure loss of the engine intake surface increased with the increase of steady forward flight speed, and the maximum was about 1.61%. During side flight, there was a large total pressure loss in the outer area of the downstream engine inlet and a large air temperature rise in the downstream engine inlet. At the same speed, the inlet temperature rise of the downstream engine was higher when flying on the right wind, which had greater influence on the engine performance. The maximum average total pressure loss of the engine inlet surface was about 1.14% under the hovering state. Compared with the flight data of this helicopter, the effectiveness of the numerical simulation results was verified. The result can provide a reference for domestic flight test subject planning and engine installation loss evaluation of the same type of helicopter.

Keywords: helicopter; steady forward flight; sideward flight; hovering; inlet total pressure loss

直升机以其机动灵活的特点在各领域得到了 广泛应用,相比固定翼飞机,直升机旋翼流场更 加复杂,旋翼旋转产生强烈的桨尖涡、尾迹流动和下洗流,与发动机进气道及机身周围的流场相

收稿日期:2021-12-08

作者简介:杨柳(1995-),女,助理工程师,硕士,主要从事航空发动机飞行试验研究。

引用格式:杨柳,刘雨. 一型逆时针主旋翼的双发直升机进气流场数值仿真分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(6): 20210697. YANG Liu, LIU Yu. Numerical simulation analysis of inlet flow field of anti-clockwise main rotor helicopter with twin engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(6): 20210697.

互干扰,导致发动机排气再吸入,造成发动机工 作不稳定^[1],此外,涡轴发动机受安装位置、排气 损失、进发匹配、装配工艺等因素影响,其输出功 率与发动机台架功率存在偏差,该部分功率损失 即为发动机的安装损失^[2]。涡轴发动机作为直升 机的动力装置,在国军标和试航标准中对其抗畸 变能力和装机性能都提出了考核要求,为了评估 涡轴发动机安装损失,需要获得直升机在不同飞 行速度、姿态下的发动机进口压力、温度,进而获 取进气总压损失、进气温升等参数,但由于技术 和工程原因,飞行试验时在发动机进口加装进气 流场测量装置的危险性和费用均较高,目前在役 的发动机都仅在进口加装了一支铂电阻,无法获 取整个平面的进气压力、温度。

多年来,国内外在旋翼流场仿真方面取得了 很大进展。江雄等学者基于运动嵌套网格技术模 拟计算了旋翼/机身、旋翼/地面干扰流场^[3-5]、地 面效应、悬停和前飞流场^[6-7]。Rajagopalan 等最早 提出以动量源项代替旋翼对流场的作用,进行了 从孤立旋翼到全机干扰流场的模拟^[8-10],随后,众 多学者先后采用动量源法对旋翼/地面流场、前飞、悬 停、侧飞状态下的流场特性等进行了数值仿真^[11-13]。 徐威阳则采用多参考系方法(MRF, moving reference frame)研究了发动机安装位置、单发失效等 因素对直升机性能的影响^[14]。

本文对一种逆时针主旋翼的双发直升机典型 飞行状态下的进气压力、温度流场进行了仿真, 获取发动机进口总压恢复系数、进气温升等参数, 为国内同类型直升机飞行科目规划和发动机安装 损失评估提供参考。

1 仿真模型

某型双发直升机配装的发动机采用前输出涡轮轴结构,进气道内部流场型面复杂,根据文献 [15]和进气道试验数据结果显示平均总压恢复系数不低于 0.99,故本文采用的数值仿真模型对进 气道内部高度弯曲复杂的进气型面进行了简化, 并取消了动力输出轴鼓包,对数值仿真获取的进 气总压影响可以忽略不计。此外,简化了直升机 的桨毂、平尾、起落架等对流场影响较小的复杂 部件。将直升机数值仿真模型分为机身、主旋翼、 尾旋翼三部分,主旋翼安装角为 4°,主旋翼转速 为 258 r/min,俯视逆时针旋转,尾旋翼转速为 1 190 r/min,如图 1 所示。



2 仿真方法及边界条件

2.1 仿真方法选择

在直升机/发动机一体化流场数值仿真计算 中,由于旋翼旋转会产生强烈的下洗气流、卷起 桨尖涡、产生尾迹流动,对机身和发动机等部件 造成严重干扰,同时由于旋翼相对于机身其他部 分存在相对运动,给旋翼流场的数值计算带来 困难。

目前关于直升机旋翼干扰流场的 CFD(computational fluid dynamics)模拟方法主要集中在嵌 套网格方法、动量源方法和多参考系模型法。其 中嵌套网格法将整个流场计算域划分为背景网格 和旋翼计算域前景网格两部分,在数值计算过程 中进行背景网格区域和前景网格区域的数据插值, 从而实现大幅度相对运动的流场计算,该方法需 要大量的计算资源。动量源法利用叶素理论,将 旋翼等效为一个作用盘,把旋翼对气流的作用等 效为时间平均的能量源项添加到控制方程中,这 样旋翼对气流的作用通过气流动量的变化来表征, 该方法需要的计算资源较少,但计算精度有限。 多参考系模型法在进行网格划分时,将流场分为 运动区域和静止区域,两个区域的相交面为网格 交界面, 给旋翼部分计算域指定旋转速度, 而旋 翼计算域网格在计算过程中不会发生运动, 该种 近似方法在直升机进气流场中可以提供可信的计 算结果, 且需要的计算资源较少, 因此本文选用 多参考系模型法计算直升机旋翼流场^[16-17]。

2.2 网格划分

多参考系模型法采用动态拼接网格(面搭接 网格),原理见图 2,其特点是将分区对接网格中 的点与点对接的限制取消,采用块分界上的网格 面直接相连,交互信息。由于切断各块网格之间 的连接线,因此对于局部进行加密的网格点就不 会传递到其他网格块中。各块之间独立生成网格, 降低了网格生成难度,且网格点的分布更加灵活, 更节省网格单元。



图 2 拼接网格原理图 Fig. 2 Schematic diagram of splicing mesh

对于本文中的直升机/发动机一体化流场数 值仿真计算,将主旋翼和尾旋翼单独划分非结构 网格,再与机身部分计算域网格合并,在交界面 处采用 Fluent 中的 interface 面处理参数传递。远 场计算域长为 95.6 m,宽为 42.8 m,尾旋翼计算域 网格为 80 万,主旋翼计算域网格为 250 万,机身 计算域网格为 500 万,网格总数量为 830 万,见图 3。

2.3 仿真方法校验

为验证多参考系模型法求解旋翼流场的准确性,本文采用文献[18]中试验所用的配置NACA0012





翼型的旋翼进行了一个孤立旋翼的流场模拟计算, 主要参数如表1所示。

取径向 r/R 分别为 0.56 和 0.75 的截面,对比 不同弦向长度 x/c 的翼型截面上下翼面压差试验 值与仿真值,结果如图 4 所示,可以看到模拟值与 试验值吻合较好,表明多参考系模型法可以用于 模拟旋翼流场。

表1 旋翼模型主要参数

a	ble	e 1	Main	paramete	rs of	rotor	mode	
---	-----	-----	------	----------	-------	-------	------	--

参数	数值	参数	数值
桨叶片数	2	旋翼半径/m	2.32
弦长/m	0.35	展弦比	5.25
旋翼转速/(rad/s)	52.72	俯仰角/(°)	8.9



图 4 翼面压差对比图



2.4 边界条件及状态

根据经验和文献研究,飞行高度对飞机进气 总压损失影响可以忽略,因此选择 H_p=1000 m 时 不同速度稳定直线前飞、左侧飞、右侧飞、有/无 地效悬停作为典型机动姿态下直升机/发动机流 场计算的发动机工作参数输入,数值仿真状态点 及边界条件见表 2。其中,发动机不同状态下进

		numerical simulation
Table 2	Sta	te points and boundary condition of
表	2	数值仿真状态点及边界条件

	-				-
序号	姿态	$V_{\rm i}/$ (km/h)	Q_{inlet}	$Q_{ m nozzle}$	<i>t</i> _{nozzle}
1	稳定前飞	140	0.65	0.65	t_1
2		160	0.67	0.67	t_2
3		180	0.70	0.70	t_3
4		200	0.72	0.72	t_4
5		220	0.79	0.79	t_5
6		260	0.90	0.90	t_6
7	左侧飞	80	0.65	0.65	t_1
8	右侧飞	80	0.65	0.65	t_1
9	无地效悬停	0	0.90	0.90	t_6
10	有地效悬停	0	0.90	0.90	t_6

注: V_i为指示空速, Q_{inlet}为无量纲进气道流量, Q_{nozzle}为无量 纲喷管出口流量, t_{nozzle}为喷管出口总温。

气流量、排气流量、温度是利用发动机稳态模型 计算得出。

图 5 是数值仿真的边界条件设置,其中地面为壁面边界条件,其余远场面均设置为压力远场 边界,用来模拟自由来流;进气道入口设置为压 力出口边界,采用发动机进气流量作为目标流量; 喷管出口设置为流量入口边界,给定排气流量和 排气总温。





3 仿真结果及分析

计算发动机进口截面的进气总压损失系数 Δp 和进气温升系数Δt,对比分析不同飞行速度、 不同飞行姿态对发动机进气的影响。其中:

$$\Delta p = \left(1 - \frac{p_1^* \times 0.99}{p_0^*}\right) \times 100\%$$
$$\Delta t = \left(\frac{t_1^* - t_0^*}{t_0^*}\right) \times 100\%$$

式中*t*₀、*p*₀*是远前方来流总温和总压,0.99为前输 出轴式进气道总压恢复系数试验值^[15],*t*₁*、*p*₁*是进 气道入口气流总温和总压。

3.1 稳定前飞流场分析

图 6 为直升机以不同速度前飞时发动机入口 总压损失分布图,图 7 为不同前飞速度时发动机 入口总压损失系数统计,可以看到随着直升机飞 行速度的增大,进气总压损失整体呈增大趋势, 最大为 1.61%。图 8 为 V_i =260 km/h 前飞状态进 气流线分布图,可以看到稳定平飞时旋翼下洗流 对左右发的进气影响有所差异,使得左右发进气 总压损失不同。



steady forward flight at different speeds (along course)

(along c



图 7 前飞状态下双发进气损失统计









3.2 悬停流场分析

表 3 为直升机无地效和有地效悬停状态下双 发进气损失与温升统计,图 9 为悬停时发动机入 口总压损失分布,可以看到直升机左、右两侧进 气总压损失相差不大,最大约为 1.14%,并且两种 悬停状态下直升机进气气流穿过主旋翼桨盘时总 压均有所升高,说明在悬停状态下直升机主旋翼 对进气气流做功,略微增大了进气总压。图 10 为 直升机悬停状态流线,可以看到无/有地效悬停时 发动机高温排气均在旋翼下洗流的作用下流向机 身下方,未出现高温气体进入进气道的现象。同 时从图 10(e)可以看到有地效悬停时旋翼下洗流 在机身下方形成了涡团,这也是有地效悬停时需 用功率较低的原因。

表 3 悬停状态下发动机进气损失与温升统计 Table 3 Statistic of engine intake loss and temperature rise in hovering

	-		-	
17 万	Δp /%		$\Delta t/\%$	
工机	左发	右发	左发	右发
无地效悬停	1.14	1.11	0.33	0.16
有地效悬停	1.06	1.10	0.09	0.15



图 9 悬停时进气道总压损失分布(顺航向)

Fig. 9 Distribution of inlet total pressure loss during hover (along course)

3.3 侧飞流场分析

表4是侧飞状态下直升机双发进气面平均总 压损失系数和面平均温升,可以看到左侧飞时右



(a) 无地效悬停时进气流线及总压变化





发进气存在较大总压损失,同时右发进气有一定 温升,而右侧飞时左发进气存在较大总压损失, 与此同时左发进气存在大幅温升。

图 11 是侧飞时直升机进气总压损失分布,可



 Table 4
 Statistic of engine intake loss and temperature rise

 in sideward flight

エ畑	Δp /%		$\Delta t/\%$	
上706	左发	右发	左发	右发
左侧飞	0.96	1.38	0.003	2.22
右侧飞	1.51	1.16	16.84	0.014





以看到当直升机左侧飞时右发进气面平均总压损 失高于左侧,同时左发外侧壁面附近有局部高总 压损失区域;右侧飞时左发进气面平均总压损失 高于右侧,但是右发外侧壁面附近有局部高总压 损失区域。

结合图 12 侧飞时流线可以看到, 在旋翼作用 下, 左侧飞时右发动机入口附近存在旋涡状气流, 导致右发进气总压损失较大; 右侧飞时左发动机 入口附近气流呈现偏折, 未出现旋涡状气流, 但 左发部分进气是从进气道后侧吸入, 该部分气流 与旋翼诱导速度相反, 加之进入发动机时存在弯 折分离, 导致左发进气总压损失较大。此外, 侧 飞时上游发动机进气存在接近 90°的侧滑角, 因



(a) 左侧飞进气流线及总压变化





此在进气道外侧存在大的气流分离区,导致外侧 壁面附近进气总压损失较大。

图 13 为侧飞时直升机温升分布,可以看到左 侧飞时直升机右侧进气道存在小幅温升,右侧飞 时直升机左侧进气道存在大幅温升。结合图 12 的侧飞时直升机进、排气流线及总温变化可以看 到, 侧飞时进气温升主要来源于发动机高温尾气, 在尾旋翼、主旋翼和迎面冲刷气流的共同作用下, 发动机尾气偏向一侧, 同时被旋翼下洗流裹挟进 入进气道。图 12(b)显示左侧飞时右发主要吸入 上游来的迎面气流, 受高温尾气干扰较低。图 12(d)、 图 12(e)显示右侧飞时左发动机吸入部分从进气 道后侧而来的气流, 该部分气流受左发动机高温 尾气影响较大, 造成大幅的进气温升, 因而该型 直升机在右侧飞时左发动机进气条件更为恶劣。





4 飞行数据验证

该型直升机在开展飞行试验时,进行了近地 面机动飞行,包含前飞、左侧飞、右侧飞和后飞科 目。其装配的涡轴发动机通过安装在蜗壳上的温 度传感器感受由涡流机匣上的一根引气管引入的 发动机进口空气。因此该温度不能代表发动机进 气截面的平均温度,但可以用来定性地对仿真结 果进行验证。

图 14 为近地机动时发动机进气温度变化,其 中 V_g 为地速; β 为航迹角和偏航角的插值,可表 征直升机的飞行状态,0°、-90°、90°和-180°分别 为前飞、左侧飞、右侧飞和后飞; N_{gl} 、 N_{gr} 分别为 左、右发燃气涡轮转速; t_0 为直升机大气机测量 的气流总温; t_{11} 和 t_{1r} 分别为左、右发进气温度; Δt_{11} 和 Δt_{1r} 分别为左、右发进气温升。图中阶段①、 ②、③、④分别对应左侧飞、右侧飞、前飞和后飞。 可以看到和左侧飞相比,右侧飞时左发进气温度





相较右发存在大幅升高,可以定性地验证计算结 果的有效性。

5 结 论

本文对一型逆时针主旋翼的双发直升机不同 速度前飞、侧飞、悬停流场开展了数值仿真,并通 过与飞行数据的对比验证了数值仿真方法的有效 性。所得如下结论可以为后续直升机发动机试飞 科目规划和进气流场测量提供建议:

 前平飞时,发动机进气面平均总压损失随 飞行速度增大而增大,最大约为1.61%。

 2)前平飞时,在迎面高速气流吹袭下,发动 机高温尾气不会在旋翼下洗流作用下进入发动机。

3)在悬停状态下,发动机进气面平均总压损 失最大约为1.14%。

4) 侧飞时,下游发动机进气道外侧区域存在 较大的进气总压损失,且下游发动机进气存在较 大温升,同速度下右侧飞时下游发动机进气温升 幅度更高,对发动机工作性能影响更大。

5)同类型旋翼、进排气系统布局的直升机大 速度右侧飞时存在发动机不稳定工作风险,飞行 中应重点关注。

6)对于此种主旋翼俯视逆时针旋转的直升 机,进/发相容性考核和装机性能试飞时测量耙应 安装在左侧进气道内。

参考文献:

 [1] 肖中云.旋翼流场数值模拟方法研究[D].四川 绵阳:中国 空气动力研究与发展中心,2007.
 XIAO Zhongyun. Study on numerical simulation method of rotor

flow field[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)

- [2] 沈雳, 于琦, 郑甲宏. 直升机发动机装机功率损失试飞研究
 [J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 39-43.
 SHEN Li, YU Qi, ZHENG Jiahong. Flight test study on the engines power loss of helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 39-43. (in Chinese)
- [3] 江雄,陈作斌.用双时间法数值模拟悬停旋翼流场[J].空气动力学学报,1998,16(3):288-296.
 JIANG Xiong, CHEN Zuobin. Numerical simulation of a hovering rotor flowfield using a dual time method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(3):288-296. (in English)
- [4] BHATTACHARYYA S, CONLISK A. The structure of the rotor wake in ground effect: AIAA 2003-1255[R]. Reston, Virigina: AIAA, 2003.
- [5] TANABE Y, SAITO S, OTANI I. Validation of computational results of rotor/fuselage interaction analysis using rFlow3D code[J]. JAXA Research & Development Report, 2010, 10: 1-14.
- [6] 叶靓,招启军,徐国华.基于非结构嵌套网格方法的旋翼地 面效应数值模拟[J].航空学报,2009,30(5):780-786.
 YE Liang, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulation on flowfield of rotor in ground effect based on unstructured embedded grid method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 780-786. (in Chinese)
- [7] POMIN H, WAGNER S. Navier-stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 813-821.
- [8] RAJAGOPALAN R G, LIM C K. Laminar flow analysis of a rotor in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(1): 12-23.
- [9] RAJAGOPALAN R G, MATHUR S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(3): 14-25.
- [10] RAJAGOPALAN R G, BERG D E, KLIMAS P C. Development of a three-dimensional model for the darrieus rotor and its wake[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(2): 185-195.
- [11] 康宁, 孙茂. 旋翼尾流与地面干扰时地面涡现象的研究[J]. 力学学报, 1998, 30(5): 615-620.
 KANG Ning, SUN Mao. Investigation of the ground vortex phenomenon due to the interaction between rotor's wake and the ground
 [J]. Acta Mechanica Sinica, 1998, 30(5): 615-620. (in Chinese)
- [12] 胡利,曹义华,赵明.直升机旋翼机身发动机耦合流场数值 模拟[J].航空动力学报,2008,23(10):1882-1887.
 HU Li, CAO Yihua, ZHAO Ming. Numerical simulation of helicopter rotor-fuselage-engine aerodynamic interactions[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10):1882-1887. (in Chinese)
- [13] 于子文,曹义华.涵道尾桨的CFD模拟与验证[J].航空动力 学报,2006,21(1):19-24.
 YU Ziwen, CAO Yihua. CFD simulation and validation of ducted tail rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 19-24. (in Chinese)
- [14] 徐威阳. 直升机/涡轴发动机一体化安装气动性能研究[D].
 南京: 南京航空航天大学, 2013.
 XU Weiyang. Study on aerodynamic performance of integrated installation of helicopter/turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing Uni-

versity of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

- [15] 韩东,郭荣伟,万大为.一种带前输出轴的直升机进气道性能试验研究[J].工程热物理学报,2001,22(6):697-699.
 HAN Dong, GUO Rongwei, WAN Dawei, WAN Dawei. An investigation of the flow in a helicopter intake with front output shaft
 [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(6): 697-699.
 (in Chinese)
- [16] ORUC I, HORN J F, SHIPMAN J. Coupled flight dynamics and computational fluid dynamics simulations of rotorcraft/terrain interactions[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(6): 2228-2241.
- [17] 宗昆,李海旭,安强林.舰船尾部空气流动控制对直升机着 舰影响研究[C]//全国工业流体力学会议.北京:中国力学 学会流体力学专业委员会, 2018: 33-40.
 ZONG Kun, LI Haixu, AN Qianglin. Study on the influence of ship tail air flow control on helicopter landing[C]//National Conference on Industrial Hydrodynamics. Beijing: Fluid Mechanics Professional Committee of the Chinese Society of Mechanics, 2018: 33-40.
- [18] RABBOTT J P. Static-thrust measurements of the aerodynamic loading on a helicopter rotor blade[R]. NACA TN 3688, 1956

(编辑:张 雪)