

直升机/粒子分离器一体化流场特性: 第二部分 桨盘载荷的影响

黄河峡¹, 曾平君², 谭慧俊¹, 杜沫辰¹, 孙 姝², 陈 伟¹, 李光胜¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 民航/飞行学院, 南京 210016)

摘 要: 采用等效盘模型与全三维黏性仿真相结合的方法, 对旋翼下洗流干扰下直升机/粒子分离器的一体化流场特性进行了仿真研究. 验证了 ROBIN(rotor body interaction)模型, 对类“阿帕奇”直升机/粒子分离器进行了大、小前进比时不同桨盘载荷下的一体化流场特性仿真, 并对比了一体化条件、孤立条件下粒子分离器工作特性差异. 结果表明: 小前进比时下洗流对粒子分离器进口的分离流结构影响较大, 且下洗流携带动能的叠加使得一体化条件下扫气流出口的总压损失反而比独立粒子分离器低; 较大前进比状态下, 下洗流干扰使得齿轮箱外罩鼓包后的分离区位置向两侧偏移, 范围相比无桨盘载荷状态有所扩大, 不过其对粒子分离器气动性能参数的影响并不明显.

关 键 词: 直升机; 粒子分离器; 一体化; 桨盘载荷; 流场特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Integrated flow field characteristics of helicopter/particle separator: Part 2 influence of rotor disk load

HUANG He-xia¹, ZENG Ping-jun², TAN Hui-jun¹, DU Mo-chen¹,
SUN Shu², CHEN Wei¹, LI Guang-sheng¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. College of Civil Aviation,

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

Abstract: Integrated flow field characteristics of helicopter/particle separator under the interference of rotor downwash flow were studied by combination of the actuator disk model combining three dimensional viscosity simulations. Firstly, the ROBIN (rotor body interaction) experiment model was used to check the validity of the numerical methods, then an A-pache-like helicopter with different rotor disk loads under different advance ratios were investigated. Finally some comparisons between the integrated flow and the independent flow of particle separator were made. The results show that rotor downwash flow has much more influence on separated flow characteristics of particle separator at lower advance ratio and the total pressure loss of scavenge exit is reduced under the downwash flow environment. At higher advance ratio, compared to no disk load state, the separation section upstream the gear box moves to the sides and becomes bigger while the performance of particle separator changes little when the separator operated in the downwash environment.

Key words: helicopter; particle separator; integration; rotor disk load; flow field characteristics

经过近 30 年的研究和实践,整体式粒子分离器逐步成为了直升机进气防护采用的主流技术。Vittal 等^[1], Zedan 等^[2], Saeed 等^[3-4], 李立国等^[7-11]在该方面开展了大量研究,并取得了较大的进展。因此其性能指标已经达到了一个较高的水平,如:RTM322 (Rolls-Royce & Turbomeca 联合研发的发动机)发动机粒子分离器对 AC 砂(最小粒径为 0.005 mm,最大粒径为 0.2 mm,平均粒径为 0.049 mm)和 C 砂(最小粒径为 0.063 mm,最大粒径为 1 mm,平均粒径为 0.245 mm)的分离效率分别可达 75%, 92%; T800 发动机粒子分离器改型后对 C 型砂的分离效率可达 97% 以上,且总压恢复系数达 0.985。然而,已有的关于粒子分离器的研究工作大多是在不考虑直升机外流条件下进行的。在实际使用条件下,直升机的飞行来流与旋翼下洗流相叠加,在进气系统的进口形成了一定的总压损失、出口流场畸变和粒子浓度场分布,因此,粒子分离器的进口条件偏离了常规研究中给定的均匀分布。据 Turbomeca 公司的专门分析^[12],如发动机与直升机平台不能匹配设计的话,将导致 10% 的功率损失,其中进气道总压损失所占的比例为 5.7%。

目前,涉及到直升机/进气系统一体化内外流场的研究工作鲜见有报道,仅有部分文献对考虑旋翼下洗流条件下的直升机外流特性进行了仿真研究。文献[13]采用作用盘模型对 MI-171V5 直升机进行流场计算,获得了全机流场分布和气动性能参数。文献[14]则采用动网格的方法,模拟了 ROBIN 模型在不同工况下的全机外流特性,该方法可以刻画出桨叶尖部脱落涡的动态发展过程等。为了研究旋翼下洗流对直升机/粒子分离器一体化流动结构及内流性能参数的影响,本文首先采用 ROBIN 试验数据对基于作用盘模型的一体化仿真方法进行了检验,而后针对一种类“阿帕奇”直升机/粒子分离器布局,利用该方法研究了不同桨盘载荷条件下的一体化流场特性。

1 研究对象

本文的研究对象为安装了整体式粒子分离器的类“阿帕奇”直升机模型。该模型是通过“阿帕奇”直升机的三维数字模型进行了适当简化,去掉一些对进气系统流场特性无明显影响的气动部

件,并对进气口进行了细节设计而得到的。更细节的参数见文献[15],具体如图 1 所示。

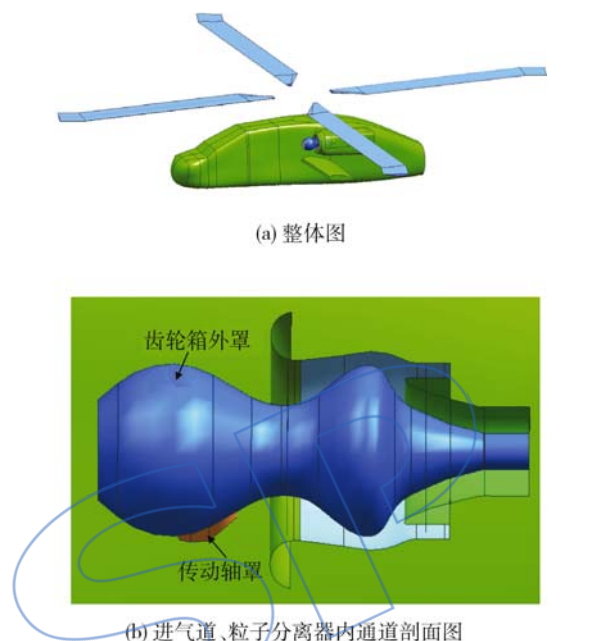


图1 一体化流场研究时采用的几何模型

Fig.1 Geometric model of integrated flow field when researching

2 直升机/粒子分离器一体化流场分析方法与检验

2.1 分析方法介绍

研究中利用计算流商业软件 Fluent 进行流场分析。计算中使用有限体积法对雷诺平均处理的三维 N-S 方程 (Reynolds average Navier-Stokes, RANS) 进行离散,湍流模型选用了 S-A (Spalart-Allmaras) 模型。计算的收敛以各方程的残差均下降 4 个数量级,且进气道出口流量恒定为准则。

另外,直升机旋翼对外流场的影响采用等效盘方式进行考虑。也就是说,将桨叶对气流的真实扇动作用等效为一个无限薄的圆盘面,当气流穿越该盘面时其压强发生突升。在本文中,采用均匀作用盘方法,即盘面上的压强突升值处一样,均为直升机的桨盘气动载荷。

2.2 网格生成情况

图 2 给出了基于等效盘方法对应的物理模型

和计算域(具体参数见文献[15]). 研究中,采用专业网格生成软件 ICEM 对一体化流动区间进行了网格划分,使用的单元类型为块状网格. 计算网格在近壁区、内通道及进口附近进行了必要的加密,以适应黏性计算的需要. 网格单元总数在 530 万左右. 计算使用的机身及桨盘网格的分布情况如图 3 所示.

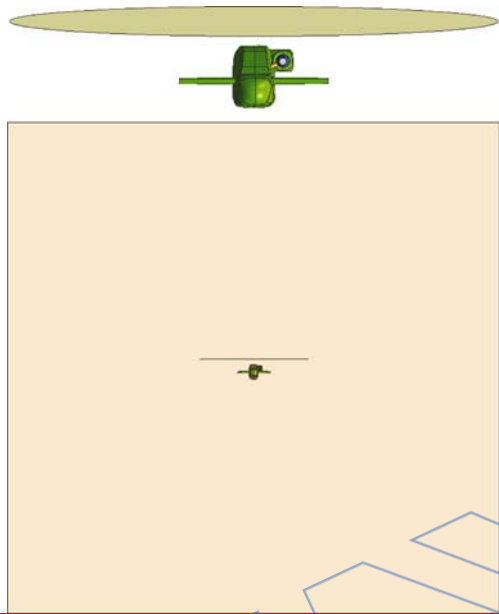


图2 仿真中所采用的物理模型及计算域

Fig. 2 Physical model and computational domain for simulation

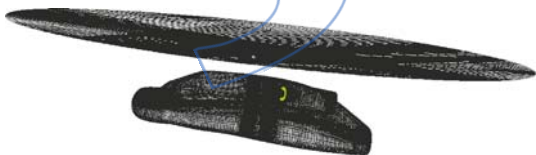


图3 机身和桨盘处的网格分布情况

Fig. 3 Grid distribution of airframe and rotor disk

2.3 算例验证

采用上述仿真方法,选择 NASA 兰利研究中心于 1979 年公开的旋翼/机身测压、测力模型 (ROBIN 模型) 试验来对本文采用的仿真方法进行算例检验^[16]. 本文中采用的计算状态为文献[16]中 Run 20/Point 170, 飞行高度设置为海平面,远前方来流速度 V 为 9.885 m/s,来流迎角为 0° ,旋翼直径 D_r 为 3.148 m,转速 ω_r 为 125.6 rad/s,前进比 μ 为 0.05,拉力系数 C_t 为 0.00502,旋翼安装角为 2° . 图 4 为本文依据文献[16]给出公式所建立的三维数字模型.

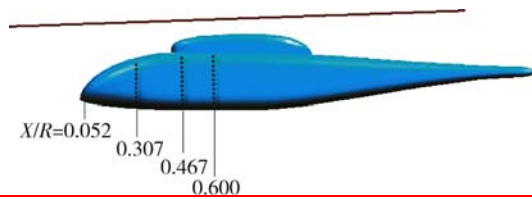


图4 ROBIN 模型及压力测点布置

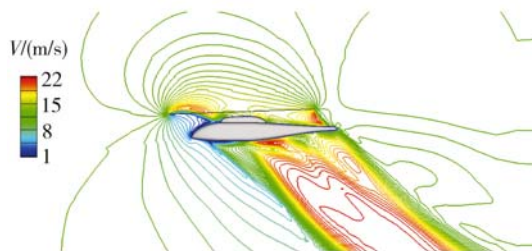
Fig. 4 ROBIN model and pressure detection points distribution

依据均匀作用盘理论,可将作用于旋翼的拉力等效为作用盘上、下表面均匀分布的压差. 根据上述试验条件可知,其对应的作用盘上、下表面压差为

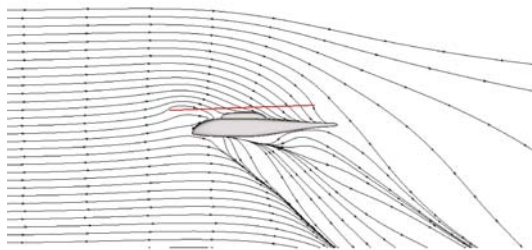
$$\Delta p_r = C_t \cdot \rho_\infty \cdot \left(\omega_r \cdot \frac{D_r}{2} \right)^2 = 240 \text{ Pa}$$

式中 ρ_∞ 为远前方气流密度.

同样采用 ICEM 软件对 ROBIN 模型进行了网格划分,网格单元在 452 万左右. 图 5 给出了仿真获得的对称面流速等值图谱和流线分布情况. 可以看出:由于该工况的自由来流速度较低,此时旋翼诱导流动对整个直升机绕流特性起着决定性作用,旋翼诱导的下洗流速度显著超过了远前方的来流速度,并且下洗流偏转后对机身上表面形成了撞击,导致了较高的当地静压系数. 图 6 还对比给出了典型截面上静压系数 C_p 的仿真、试验值. 可以看到该方法获得的各截面压强分布与试



(a) 速度分布图谱



(b) 流线分布情况

图5 $\mu=0.05$ 时,仿真获得的 ROBIN 模型对称面流动结构

Fig. 5 $\mu=0.05$, flow structure of symmetry surface of ROBIN model by simulation

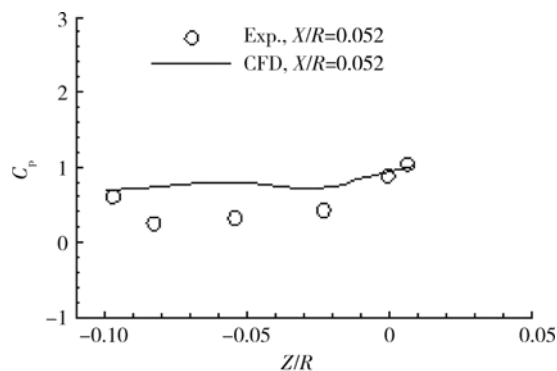
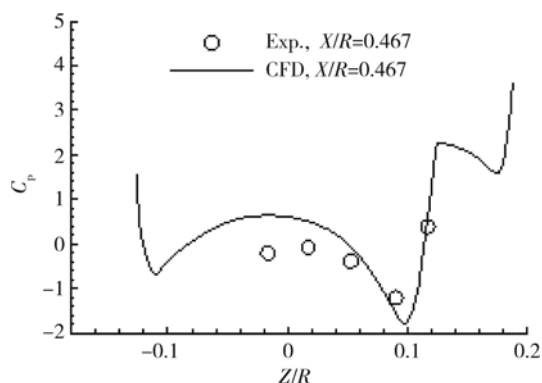
(a) $X/R=0.052$ (b) $X/R=0.467$

图6 不同截面壁面静压系数的仿真、试验值对比
Fig. 6 Wall static pressure coefficient comparison of experiment and simulation data on different sections

验结果吻合良好. 因此, 对直升机/粒子分离器一体化耦合流动研究而言, 该方法是有用的, 可以获得一定的预测精度.

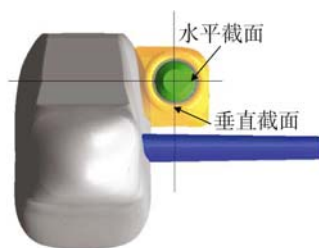
3 仿真结果及分析

影响粒子分离器上游流动特性的可能因素主要包括直升机的前进比 μ 、桨盘载荷 Δp_r , 文献[15]已经给出了在无桨盘载荷条件下, 不同前进比时直升机/粒子分离器的一体化流动特性, 本文则主要分析了不同桨盘载荷对较小、较大前进比 ($\mu=0.08, 0.37$) 状态下的一体化流动特性的影响规律, 考虑的桨盘载荷包括 200, 310, 400, 500 Pa. 粒子分离器扫气比 (scavenge ratio, SCR 记为 R_{sc}) 保持在 20% 左右.

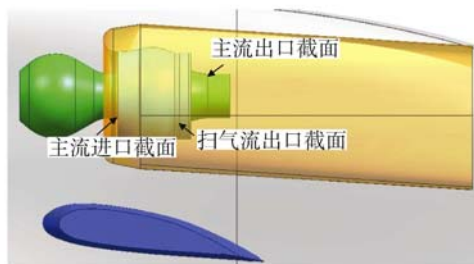
在下述分析中, 为了便于对一体化流动进行描述, 还定义了进气道的水平剖面、垂直剖面、粒子分离器进口截面、主流出口截面以及扫气出口截面, 如图 7 所示.

3.1 桨盘载荷对小前进比 ($\mu=0.08$) 状态的影响

图 8 给出了前进比为 0.08, 桨盘载荷分别为



(a) 垂直截面和水平截面



(b) 粒子分离器进口截面, 主流出口截面和扫气出口截面

图7 分析中定义的特征截面

Fig. 7 Feature sections defined in analysis

310, 500 Pa 时垂直剖面的流动结构, 图中 H_r 为流管高度. 由图可知: 前进比为 0.08 时, 在考虑旋翼下洗流之后气流均是从斜上方进入进气道的. 并且, 桨盘载荷的叠加还使得进气道流量系数下降, 捕获的自由流管截面减小. 因此, 气流在进气道进口上游向外扩张的程度加剧, 形成了较大的当地气流攻角, 并在齿轮箱外罩的下部出现了流动分离, 其范围随着桨盘载荷的增加而扩大. 这样, 必然使得粒子分离器进口截面的流场畸变显著加大, 亦即其进口流动条件显著偏离了常规采用的周向均匀条件. 实际上, 这还使得砂粒入射至内通道的方向也不同于常规的水平方向.

为了更清楚地了解前进比为 0.08、不同桨盘载荷时粒子分离器进口前的流动结构, 图 9 还给出了齿轮箱外罩的壁面摩擦力线及近壁流线. 可以看出: 两桨盘载荷下在齿轮箱外罩的下部均出现了鞍点/结点分离, 这主要是由于有部分气流从斜上方绕过齿轮箱外罩而后从其下方吸入进气道内, 气流拐弯过于剧烈的缘故. 并且, 桨盘载荷越大, 这一部分气流拐弯的剧烈程度越大, 故导致的分离区范围也随之增大. 另外, 对比文献[15]中的仿真结果可知: 在无桨盘载荷干扰时, 气流由正前方被顺畅地吸入内通道, 并未出现明显的流动分离, 因此桨盘载荷的叠加显著地改变了小前进比状态下内通道进口前的分离流动结构.

图 10 还给出了桨盘载荷为 310, 500 Pa 时粒

子分离器内各横截面上的马赫数分布图谱,据此可以分析低速气流区在粒子分离器内的发展过程.可以看出:受粒子分离器强加速过程的整流作用影响,进口分离导致的流场畸变在喉道截面上就已经得到了较好地抑制.虽然粒子分离器核心

流道出口的马赫数图谱仍表现出了一定的不均匀性,但其畸变强度较小,对应的周向总压畸变指数在1%以下.

表1中还列出了前进比为0.08、不同桨盘载荷时粒子分离器的主要性能参数,其中 p_b 表示主

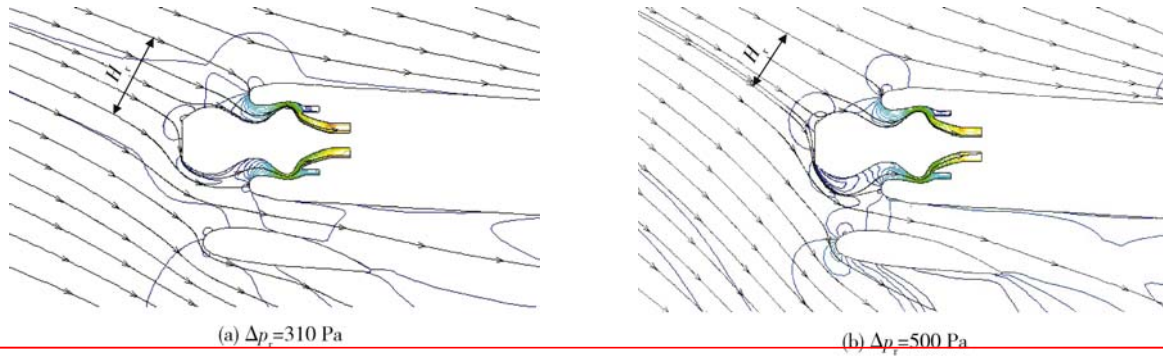


图8 $\mu=0.08$ 时,不同桨盘载荷下垂直剖面的流动结构

Fig. 8 Flow structure in vertical plane in different rotor disk loads when $\mu=0.08$

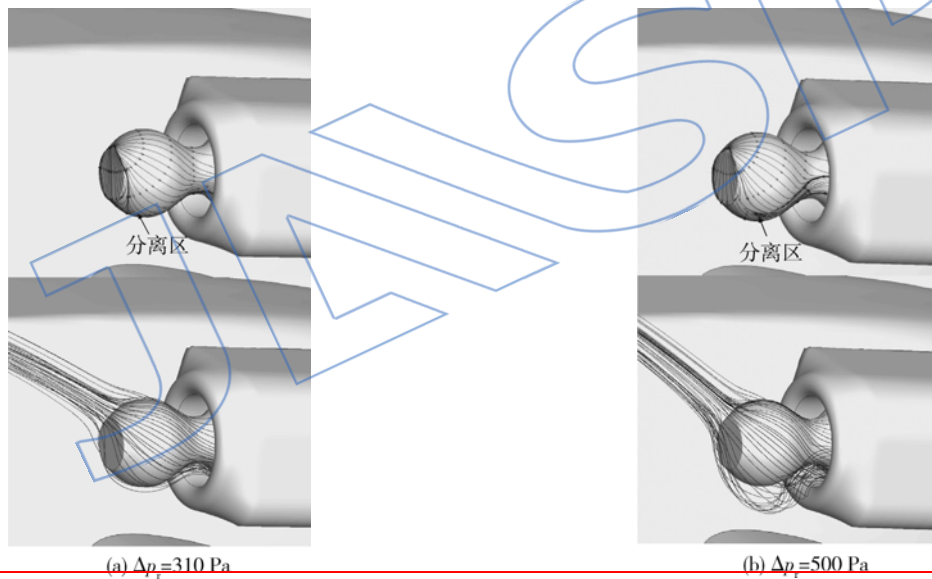


图9 $\mu=0.08$ 时,不同桨盘载荷下齿轮箱外罩壁面摩擦力线和近壁三维流线

Fig. 9 Wall friction lines and 3-D streamlines of near wall of gear case out cover when $\mu=0.08$



图10 $\mu=0.08$ 时,粒子分离器内部马赫数分布

Fig. 10 Mach number distributions inside particle separator when $\mu=0.08$

流出口截面静压, p_0 为远前方气流压力. 从表中数据可知, 主流出口的总压恢复系数 σ 随桨盘载荷变化不大, 研究范围内均保持在 0.983 以上. 至于扫气流出口的总压损失 Δp , 则明显地随着桨盘载荷的增加而减小, 最大减小幅度达 0.5 kPa, 实际上这是由于下洗气流自身携带的动能叠加、使得进口气流总压增加的缘故. 由于桨盘载荷越大, 下洗流的速度和动能也越大, 故其影响幅度也就越大.

3.2 桨盘载荷对大前进比 ($\mu=0.37$) 状态的影响

下面再来看较大前进比 ($\mu=0.37$) 状态下桨盘

载荷的影响, 其性能数据如表 2 所列. 可以看到: 此时粒子分离器的性能参数随桨盘载荷无明显变化, 主流出口的总压恢复系数保持在 0.980 左右, 扫气流出口总压损失则在 3.6~3.7 kPa.

图 11 还给出了前进比为 0.37, 桨盘载荷为 310 Pa 时粒子分离器垂直截面、水平截面上的流动结构. 对比文献[15]中的图 8 可以看出: 此时进气道的捕获流管高度变化不大, 但垂直截面上齿轮箱外罩鼓包后的分离区范围明显减小, 水平截面上则有所增大, 这表明分离流动的三维特性发生了变化. 结合图 12 中给出的壁面摩擦力线和近

表 1 $\mu=0.08$ 时, 不同桨盘载荷时整体式粒子分离器的主要性能参数

Table 1 Main performance parameters of integrated particle separator at different rotor disk loads when $\mu=0.08$

前进比 μ	桨盘载荷 $\Delta p_r/\text{Pa}$	主流出口			扫气流出口	
		Ma	p_0/p_0	σ	Ma	$\Delta p/\text{kPa}$
0.08	0	0.600	0.784	0.983	0.116	3.449
	200	0.600	0.784	0.983	0.119	3.440
	310	0.600	0.784	0.983	0.125	3.027
	400	0.601	0.783	0.984	0.127	3.071
	500	0.601	0.783	0.984	0.130	2.937

表 2 $\mu=0.37$ 时, 不同桨盘载荷时整体式粒子分离器的主要性能参数

Table 2 Main performance parameters of integrated particle separator at different rotor disk loads when $\mu=0.37$

前进比 μ	桨盘载荷 $\Delta p_r/\text{Pa}$	主流出口			扫气流出口	
		Ma	p_0/p_0	σ	Ma	$\Delta p/\text{kPa}$
0.37	0	0.590	0.794	0.978	0.097	3.674
	200	0.592	0.793	0.979	0.107	3.712
	310	0.590	0.794	0.980	0.098	3.673
	400	0.589	0.795	0.980	0.094	3.678
	500	0.589	0.795	0.980	0.100	3.633

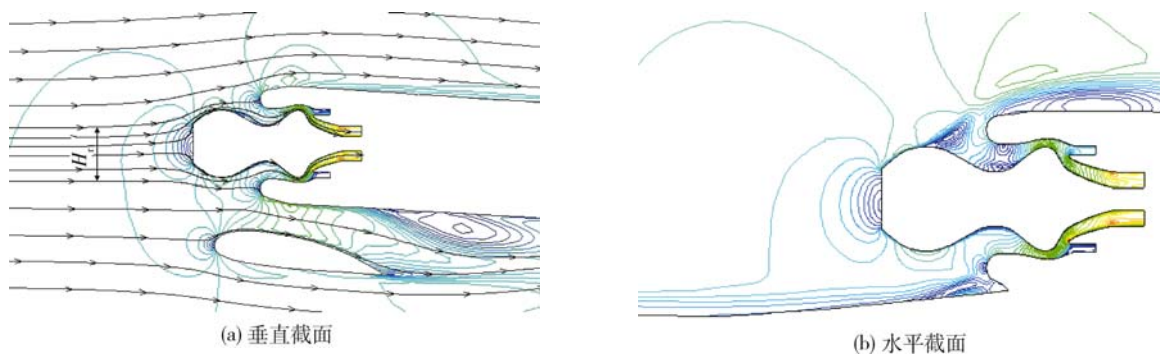


图 11 $\mu=0.37$, $\Delta p_r=310\text{ Pa}$ 时, 典型截面上的流动结构

Fig. 11 Flow structure of typical cross sections when $\mu=0.37$, $\Delta p_r=310\text{ Pa}$

壁流线可以发现:此时流动分离的位置向两侧偏移,范围也相比无桨盘载荷状态有所扩大.并且,与无桨盘载荷状态不同,此时分离区内的2个螺旋点更加靠近,同时还在其中间位置附近诱导出了第3个螺旋点,形成了更加复杂的分离极限流线.

另外,图13还给出了内流道各横截面的马赫数等值分布图谱.由内通道的流动发展过程还可看出:由于气流的加速整流作用,该状态下粒子分

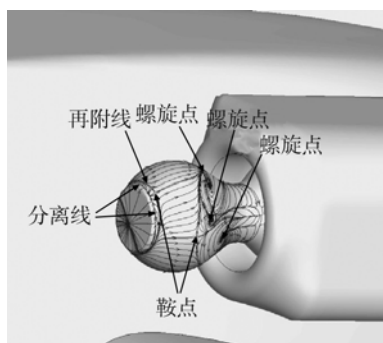


图12 $\mu=0.37, \Delta p_r=310 \text{ Pa}$ 时,齿轮箱外罩壁面摩擦力线和近壁三维流线

Fig. 12 Wall friction lines and 3-D streamlines of near wall of gear case outer cover when $\mu=0.37, \Delta p_r=310 \text{ Pa}$

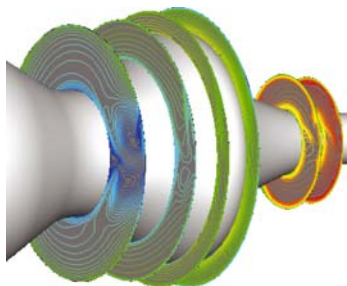


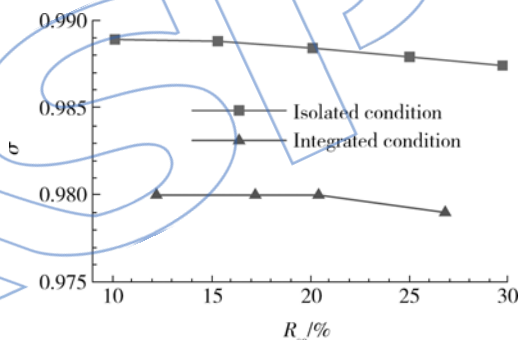
图13 $\mu=0.37, \Delta p_r=310 \text{ Pa}$ 时,粒子分离器内部马赫数分布

Fig. 13 Mach number distributions inside of particle separator when $\mu=0.37, \Delta p_r=310 \text{ Pa}$

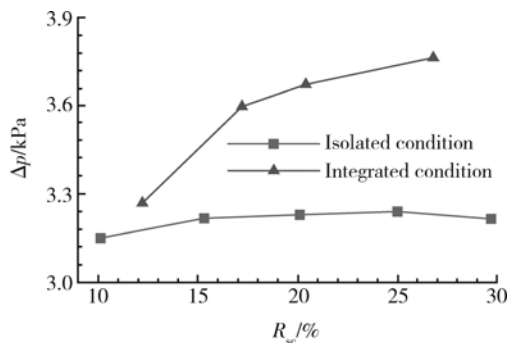
离器出口截面的流场畸变指数同样也处于一个较低的水平.

3.3 一体化条件与孤立条件下粒子分离器的工作特性对比

在图14中,以曲线的形式将一体化条件和孤立条件下粒子分离器的工作特性(包括主流总压恢复系数和扫气出口总压损失)进行了对比,其对应的工作状态前进比为0.37、桨盘载荷为310 Pa.由图可以看出:虽然两种条件下各性能参数随扫气比的变化趋势基本一致,但是相对于独立粒子分离器状态而言,一体化条件下粒子分离器的工作特性表现出了一定程度的恶化,其主流出口总压恢复系数降低了0.9%左右,且扫气出口总压损失增大了3.7%~17.1%,这主要是由于一体化条件下高速来流在进气口前部分离的缘故.



(a) 主流出口总压恢复系数



(b) 扫气流总压损失

图14 孤立条件与一体化条件下粒子分离器的工作特性对比

Fig. 14 Comparison of working performance of particle separator between isolated and integrated conditions

4 结论

本文对旋翼下洗流干扰下直升机/粒子分离

器的一体化流场特性进行了仿真研究,得到了如下主要结论:

1) 针对 ROBIN 模型的算例检验结果表明,基于等效盘模型与三维仿真相结合的分析方法能够获得一定的预测精度,可以作为研究直升机/粒子分离器一体化流场特性的有效手段。

2) 在小前进比状态下,旋翼下洗流的干扰使齿轮箱外罩的下部出现了鞍点/结点分离,粒子分离器进口的流场畸变显著加大,但经过内通道的加速整流后,粒子分离器出口的畸变指数却并不大。另外,由于下洗流本身携带的动能叠加在粒子分离器进口上,故一体化条件下扫气流出口的总压损失反而比独立粒子分离器低。

3) 在较大前进比状态下,下洗流的干扰使得齿轮箱外罩鼓包后的分离区位置向两侧偏移,范围也相比无桨盘载荷状态有所扩大,不过其对粒子分离器的性能参数影响并不明显。

4) 相对于独立粒子分离器状态而言,一体化条件下粒子分离器的工作特性表现出了一定程度的恶化,在前进比为 0.37、桨盘载荷为 310 Pa 状态,其主流出口总压恢复系数降低了 0.9% 左右,且扫气流出口总压损失增大了 3.7%~17.1%。

参考文献:

- [1] Vittal B V R, Tipton D L, Bennett W A. Development of an advanced vaneless inlet particle separator for helicopter engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 1986, 2(5): 438-444.
- [2] Zedan M, Mostafa A, Hartman P, et al. Viscous flow analysis of advanced particle separators[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(4): 843-848.
- [3] Saeed F, Al-Garni A Z. Analysis method for inertial particle separator[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1150-1158.
- [4] Al-Faris E F, Saeed F. Design and optimization method for inertial particle separator systems[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(6): 1919-1929.
- [5] 李国立, 王锁芳. 直升机发动机的进气防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [6] 叶静, 胡柏安, 熊焰. 涡轴发动机无叶片粒子分离器流道设计[J]. 现代机械, 2007(2): 39-42.
YE Jing, HU Boan, XIONG Yan. Flow path design of vaneless particle separator for turbo shaft engine[J]. Modern Machinery, 2007(2): 39-42. (in Chinese)
- [7] 侯凌云, 严传俊. 二维粒子分离器的流场及分离效率的数值模拟[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 374-376.
- [8] 侯凌云, 严传俊. 分区多重网格法在复杂区域中的数值研究[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 54-56.
HOU Lingyun, YAN Chuanjun. Numerical investigation of zonal multigrid method in complex regions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(1): 54-56. (in Chinese)
- [9] 侯凌云, 严传俊. 直升机粒子分离器三维两相流场的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 215-217.
HOU Lingyun, YAN Chuanjun. Numerical simulation of 3-D two-phase flowfield in inlet particle separator for helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2): 215-217. (in Chinese)
- [10] 侯凌云, 严传俊. 多区域多重网格法在直升机粒子分离器中的应用[J]. 航空学报, 2000, 21(3): 238-240.
HOU Lingyun, YAN Chuanjun. Application of multiblock/multigrid method to inlet particle separator in helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(3): 238-240. (in Chinese)
- [11] 侯凌云. 直升机粒子分离器两相流场的数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 1998.
HOU Lingyun. Numerical simulation of two-phase flowfield in inlet particle separator for helicopter[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1998. (in Chinese)
- [12] Robert W, Micheal A T. Turbomeca starts examining Ariel turboshaft[J]. International Aviation, 2006(4): 62-64.
- [13] 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)
- [14] 张海涛. 直升机旋翼/发动机一体化建模研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
ZHANG Haitao. Integrated modeling of helicopter rotor-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [15] 曾平君, 孙姝, 黄河峡, 等. 直升机/粒子分离器一体化流场特性研究: 第一部分 前进比的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 858-866.
ZENG Pingjun, SUN Shu, HUANG Hexia, et al. Integrated flow field of helicopter/particle separator: Part 1 influence of the advance ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 858-866. (in Chinese)
- [16] Duffy R J, Shattuck B F. Integral engine inlet particle separator: Volume II design guide[R]. USAAMRDLTR-75-31B, 1975.