

直升机/粒子分离器一体化流场特性: 第一部分 前进比的影响

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

(1. 南京航空航天大学 民航/飞行学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对典型布局条件下直升机/粒子分离器的一体化流动特性进行了仿真研究. 利用相关试验数据对仿真方法的有效性进行了检验, 将整体式粒子分离器安装至类“阿帕奇”直升机外型上, 形成了一种典型直升机/粒子分离器布局方案, 并分析了其不同前进比下的一体化流场特性. 结果表明: 较高前进比下, 在粒子分离器进口上游的齿轮箱外罩上出现了复杂的三维流动分离, 使得粒子分离器在较不均匀的进口来流条件下工作. 与独立粒子分离器状态相比, 一体化条件下粒子分离器主流出口、扫气出口的总压损失均有所加大, 增幅分别为 1% 和 8%.

关 键 词: 直升机; 粒子分离器; 一体化; 前进比; 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 1 influence of advance ratio

ZENG Ping-jun¹, SUN Shu¹, HUANG He-xia², DU Mo-chen²,
CHEN Wei², TAN Hui-jun², LI Guang-sheng²

(1. College of Civil Aviation,

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

2. College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Integrated flow field characteristics of helicopter/particle separator of typical layout were studied by simulation method. Firstly, the validity of the numerical method used was verified by experimental data. Then, the integral particle separator was installed onto helicopter like “Apache”, then a typical layout scheme of helicopter/particle separator was formed, and the integrated flow field characteristics in different advance ratios were analyzed. The study results show that under the condition of higher advance ratio, a complex three-dimensional flow separation appears in the gear box upstream the entrance of the integral particle separator. That is to say, the particle separator operates under the condition of nonuniform freestream. Moreover, compared with the independent particle separator, the total pressure loss of the particle separator under integrated condition at the mainstream exit and the scavenge exit both increased by 1% and 8%, respectively.

Key words: helicopter; particle separator; integration; advance ratio;
flow field characteristics

由于直升机的使用环境日益复杂,执行任务趋于多样化,特定工况下地面的沙尘、冰雪以及海上的盐雾等可能会由进气道吸入发动机,给发动机的寿命、工作可靠性以及工作效率等均带来明显的不利影响^[1-4],为此有必要对涡轴发动机采用进气防护措施.经过数十年的发展,阻拦式过滤器和涡旋管式粒子分离器被逐步淘汰^[5],整体式粒子分离器已经成为研究和使用的主流.目前,关于整体式粒子分离器已有较多研究:早在1986年 Vittal 等^[6]就给出了无预旋整体式粒子分离器的分析方法、设计流程以及大量的相关试验数据;1990年 Zedan 等^[7]进行了粒子分离器的黏性流动分析,且预测结果与试验结果吻合良好;最近 Saeed 等^[8-9]还给出了以翼型为劈尖形状的粒子分离器性能分析及优化方法,并采用了 GUI (graphical user interface) 可视化界面更加直观地表述设计结果.在国内,叶静、李国立、侯凌云等^[5,10-15]在无叶片粒子分离器流道的设计方法、分析方法、机理性试验等方面也开展了较为大量的研究工作.总的来说,整体式粒子分离器取得了较大的研究进展,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.

但是,已有研究工作大多是针对孤立的粒子分离器进行的,未考虑上游来流条件的影响.而实际上,粒子分离器是工作在直升机诱导的复杂气动环境和非均匀尘砂分布场之中.例如,不同工况下直升机的飞行来流与旋翼下洗流相叠加会使其进气系统形成复杂的上下游条件,将一定的总压损失、出口流场畸变和粒子质量浓度场分布直接叠加在粒子分离器的进口,使得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,并可能对其工作特性带来不利干扰.据 Turbomeca 公司的专门分析^[16],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%.为此,有必要对直升机/粒子分离器的一体化流场特性进行了研究,本文主要关注其基本流场结构以及直升机前进比的影响.

1 研究对象

1.1 整体式粒子分离器

研究中所采用的整体式粒子分离器剖面形状如图 1 所示,为轴对称结构,其主要部件包括中心体、外罩和分流器.在中心体的中部存在一个大鼓包,当地型面沿流向剧烈弯曲.为此,含砂气流在流经中心体大鼓包后,砂粒在离心力的作用下被逐渐从主流中分离,而后由扫气流带入扫气通道内.该粒子分离器流道的进口截面内径为 D ,外径为 $2.14D$,轮廓直径为 $2.33D$;主流道出口截面的内径为 $0.36D$,外径为 $1.19D$,总长度 $1.78D$.另外,在进行孤立粒子分离器流动的计算时,分别在流动区域的前、后端进行了延长,以便于边界条件的给定,如图中的虚线所示.

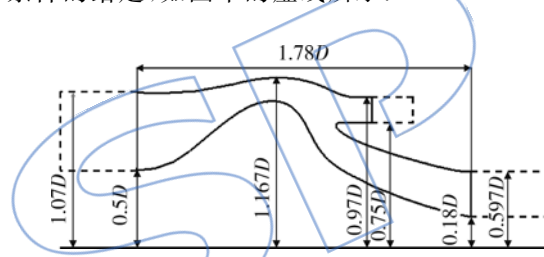
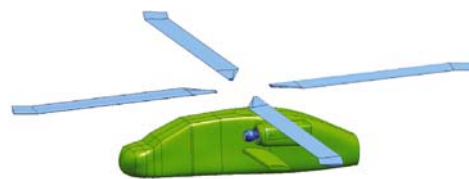


图1 整体式粒子分离器的剖面形状及计算域

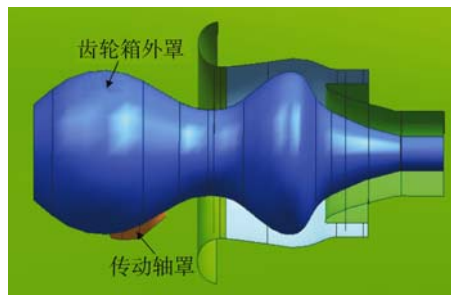
Fig. 1 Cross-sectional shape and computational domain of integral particle separator

1.2 直升机三维气动外形

从整机气动外形、发动机舱布局等来看,“阿帕奇”是一类具有代表意义的武装直升机,对其的研究可同时作为米 28、卡 50、卡 53 等直升机的参考.为此,依据已有的公开图片及数据,本文首先对其气动外形进行了三维建模,并以该三维模型为基础,对其进行了适当简化,去掉一些对进气系统流场特性无明显影响的气动部件.而后,对其进气口进行了细节设计,包括齿轮箱外罩、传动轴罩等,并将 1.1 节中的整体式粒子分离器进行了安装,具体如图 2 所示.



(a) 整体图



(b) 进气道、粒子分离器内通道剖面图

图 2 一体化流场研究时采用的几何模型

Fig. 2 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

2.1 分析方法介绍

本文利用计算流商业软件 Fluent 进行流场分析. 该软件使用有限体积法对雷诺平均处理的三维 N-S(Reynolds average Navier-Stokes, RANS) 方程进行离散, 其中无黏对流通量采用基于 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)插值的 Roe 格式进行裂解, 黏性通量采用 2 阶迎风格式进行离散. 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, 且以进气道出口流量恒定为准则. 计算中所用到的边界条件包括压力远场边界条件, 其静参数按照标准大气给定, 而自由流马赫数则根据直升机的飞行工况给定. 在粒子分离器的主流出口及扫气流出口, 均为压力出口条件, 即需要设置某个压强值, 通过调节该背压可获得不同的主流出口马赫数和扫气比(scavenge ratio, SCR 记为 R_{sc}).

2.2 网格生成情况

图 3 给出了仿真中采用的物理模型和计算域, 整个计算域的形状为六面体, 其长、宽、高均为 50 m. 而后, 采用网格生成软件 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. 且在划分网格时考虑到本文是对一体化条件下整体式粒子分离器流场特性的初步研究, 故去除了传动轴罩的影响, 将在以后的研究中予以考虑. 还考虑到后续研究中需要分析侧滑角的影响, 为此选取整个流动空间作为计算域, 但仅模拟了一侧的发动机舱及进气道, 以节省计算网格. 网格单元总数在 530 万左右. 为了便于在后续研究中采用等效盘的方法来考虑桨叶对气流的作用,

对其所在平面的零厚度圆面也进行了网格划分. 在近壁区、内通道及进口附近还进行了必要的网格加密. 由于使用了壁面函数法处理边界层, 大部分近壁面网格单元的 y^+ 保持在 30~100 之间. 计算中使用的机身及桨盘网格分布情况如图 4 所示.



图 3 仿真中所采用的物理模型及计算域

Fig. 3 Physical model and computational domain for simulation



图 4 机身和桨盘处的网格分布情况

Fig. 4 Grid distribution of airframe and rotor disk

2.3 算例验证

采用上述仿真方法, 对文献[17]中的整体式粒子分离器内流场进行了仿真研究, 计算中的边界条件类型有: 压力进口边界、压力出口边界、对称面边界, 以及滑移绝热固壁边界, 并将仿真获得的结果与试验数据进行了对比, 以校验仿真手段的可靠性. 仿真中的参数和试验条件主要包括: 粒子分离器进口气流总压为 101 325 Pa, 主流出口截面流量为 2.28 kg/s, 扫气比为 18%.

图 5 中对比给出了采用轴对称求解器仿真和试验获得的整体式粒子分离器上下壁面沿程静压 p 分布(使用 p_0 进行无量纲化, p_0 为远前方气流压力)对比. 可以看出, 仿真结果在趋势上和数值上均与试验结果吻合较好. 但在 $z = -165$ mm

处,仿真值小幅度偏离了试验数据,这可能是因为仿真时忽略了试验模型中该处的小台阶(rain-step).表1则是整体式粒子分离器计算结果与试验数据的对比.数据表明:仿真和试验结果吻合良好,其总压恢复系数的误差在0.5%以内,因此本文所采用的仿真方法可以作为研究惯性粒子分离器内部流动的有效工具^[18].

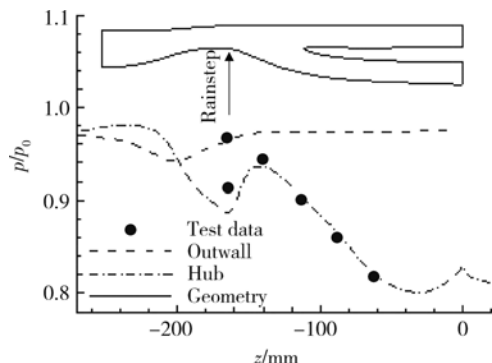


图5 仿真、试验获得的壁面沿程静压分布对比

Fig. 5 Comparisons of simulation and experimental static pressure distribution along the walls

表1 整体式粒子分离器计算参数及结果对比

Table 1 Comparison of computational parameters and results of integral particle separator

	主流流量/ (kg/s)	扫气比 $R_{sc}/\%$	总压恢复 系数 σ
试验值	2.28	17.9	0.991
计算值	2.28	18.1	0.992
相对误差/ $\%$	0	1.12	0.10

3 仿真结果及分析

3.1 独立粒子分离器的流场特性分析

首先,采用轴对称求解器对图1所示独立粒子分离器的流场特性进行了分析,旨在为后续一体化研究提供对比.计算中,粒子分离器进口总压设置为对应于直升机典型前进比时的自由流总压,并通过调节主流背压以保持进气流量为2.28 kg/s,而不同的扫气比状态则通过改变扫气流道的出口背压获得.

表2中列出了不同扫气比时独立粒子分离器的主要性能参数,其中 p_b 表示主流出口截面静压.图6中则给出了不同扫气比时粒子分离器的流动结构.表2中的数据显示,独立粒子分离器的主流总压恢复系数 σ 较高,均在0.985以上,且随

扫气比的增加呈缓慢下降趋势,而扫气流出口的总压损失 Δp 在3 kPa左右,其随着扫气比的增加而缓慢增加.另外,由图6还可看到,在不同扫气比时,气流在流道内的流动都比较顺畅,整体上是连续加速过程.随着扫气比的增加,贴附外壁进入扫气通道气流层的厚度增加,为此粒子分离器喉道附近的马赫数也随之增加,这正是主流、扫气流总压损失增加的原因.

表2 不同扫气比时独立粒子分离器主要性能参数
(二维仿真结果)

Table 2 Main performance parameters of particle separator at different R_{sc}
(2-D simulation result)

扫气比 $R_{sc}/\%$	主流出口			扫气流出口	
	p_b/p_0	Ma	σ	Ma	$\Delta p/\text{kPa}$
10.1	0.820	0.574	0.989	0.056	3.150
15.3	0.820	0.573	0.989	0.073	3.217
20.1	0.820	0.575	0.988	0.089	3.229
29.7	0.820	0.574	0.987	0.117	3.215

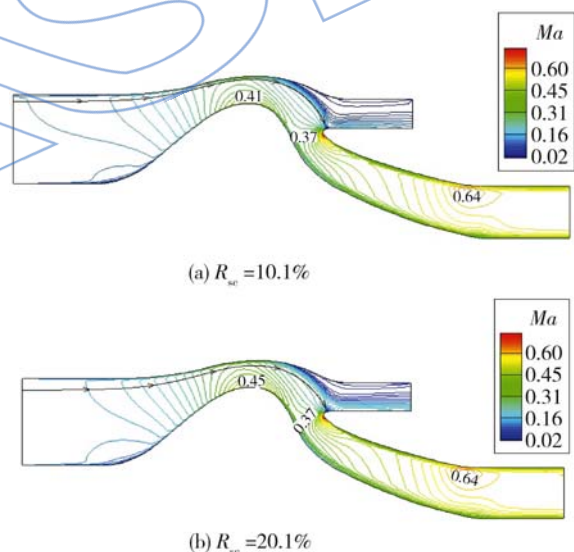


图6 不同扫气比时粒子分离器流道内马赫数分布

Fig. 6 Mach number distribution of particle separator at different R_{sc}

3.2 一体化条件下的基本流场结构

一体化条件下,影响粒子分离器外部流场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 ,为了具体分辨各因素的干扰规律,本文首先分析了无桨盘载荷作用下不同前进比时(前进比为0.08,0.20,0.32,0.37)粒子分离器附近的流动特性,其中 R_{sc} 都保持在20%,后续将分析

不同桨盘载荷的影响。

为了便于对一体化流动进行描述,还定义了不同的特征截面,分别为进气道的水平剖面、垂直剖面、粒子分离器进口、主流出口以及扫气出口,如图 7 所示。

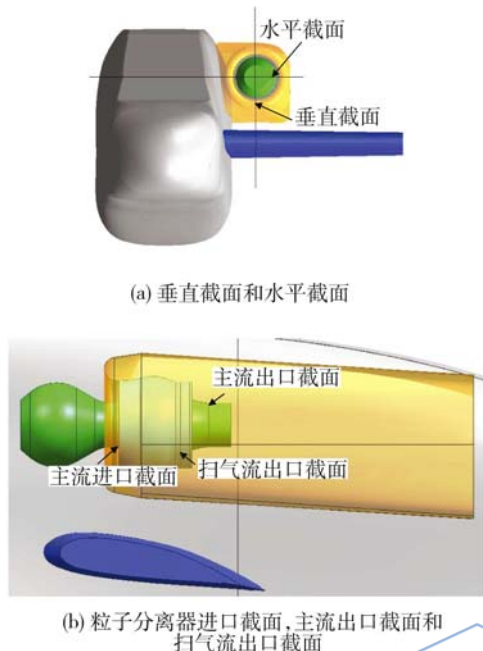


图 7 分析中定义的特征截面

Fig. 7 Feature sections defined in analysis

图 8 和图 9 给出了不同前进比时粒子分离器垂直、水平截面的流场结构,图中 H_r 为流管高度. 图 10 还给出了粒子分离器进口截面的马赫数分布情况. 可以看到,当前进比为 0.08 时,来流较平稳地进入进气道,在粒子分离器入口截面上形成了周向均匀的马赫数分布. 前进比为 0.20 时,相对前进比为 0.08 时,垂直截面上流线不再平缓,且从水平截面(图 9(b))上看到,在进气口前部出现明显的分离. 随着前进比的增加,进气道的流量系数下降,所捕获的自由流管截面减小,为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. 同时,由于此时机身及短翼的排挤效应增强,使得来流在进气道上游向上侧、外侧发生偏转,这进一步加大了当地的气流拐弯角度. 为此,当前进比为 0.32 和 0.37 时,进气道进口的流动结构发生了显著变化,在垂直截面的上方、水平截面的右侧均出现了明显的流动分离. 并且,对比还可发现,水平截面分离区的尺度要更大一些,因此该分离流动结构还具有较强的三维特征. 另外,在较大前进比下,粒子分离器进口截面的右上方可见有大面积的低速气流堆积

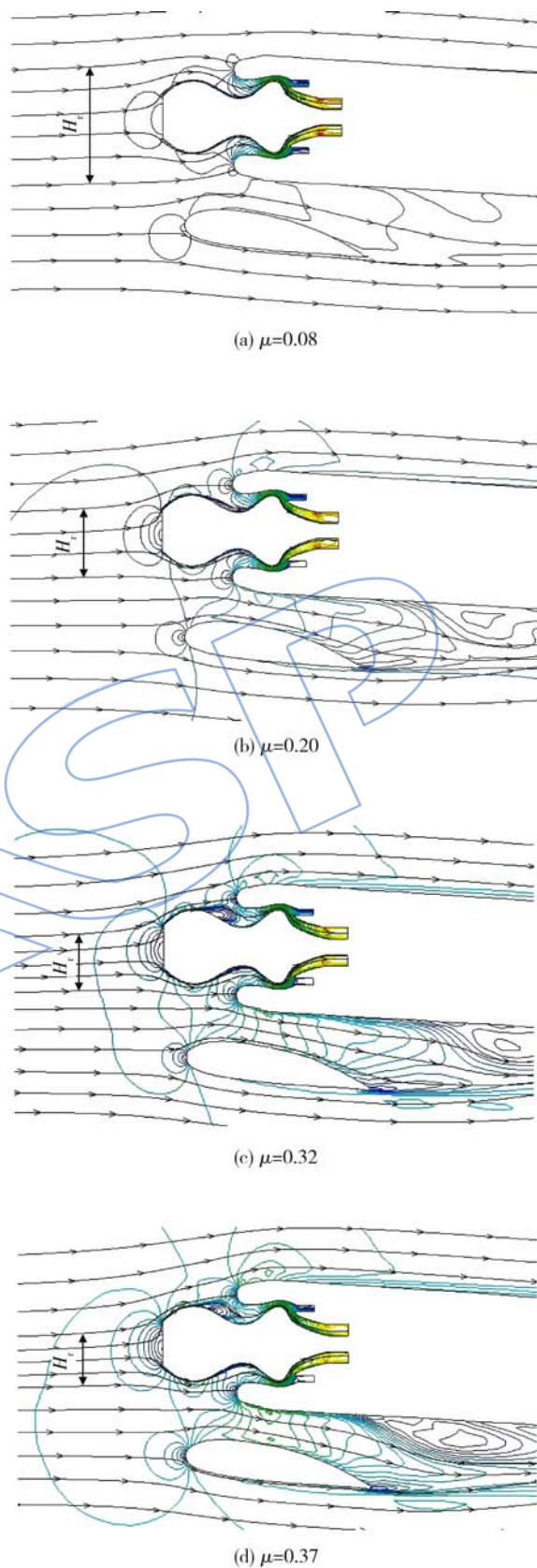


图 8 粒子分离器垂直截面的马赫数分布及流线分布
($\Delta p_r = 0 \text{ Pa}$)

Fig. 8 Distribution of Mach number and streamlines in vertical section of inlet particle separator
($\Delta p_r = 0 \text{ Pa}$)

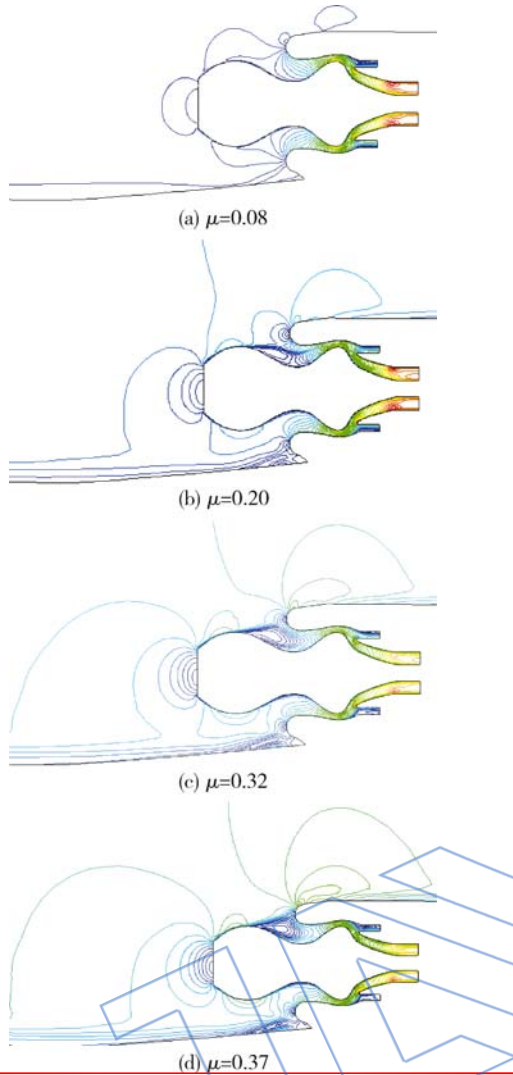


图9 粒子分离器水平截面的马赫数分布

(Δ p_r = 0 Pa)

Fig. 9 Distribution of Mach number in horizontal section of inlet particle separator

(Δ p_r = 0 Pa)

区,这表明此时粒子分离器的进口流动条件确实显著偏离了常规研究中所采用的周向均匀条件.

为了对进气道进口附近的三维流动结构进行细致分析,图11中还给出了不同前进比状态下壁面摩擦力和近壁流线的三维分布情况.可以看到,当前进比为0.08时,除了齿轮箱前端钝体导致的小范围回流区外,沿周向各方位均未见有明显的流动分离.前进比为0.20时,由图可见除了在齿轮箱前端钝体出现轻度分离外,在齿轮箱外罩鼓包后,进口前出现了相对较大的分离,且从近壁三维流线看到,随着气流向下游流动,分离发展到进气口时已经达到一定强度,并且分离区的气流被吸入了粒子分离器内.而当前进比增大到0.32和0.37时,则可看到在齿轮箱外罩后段附

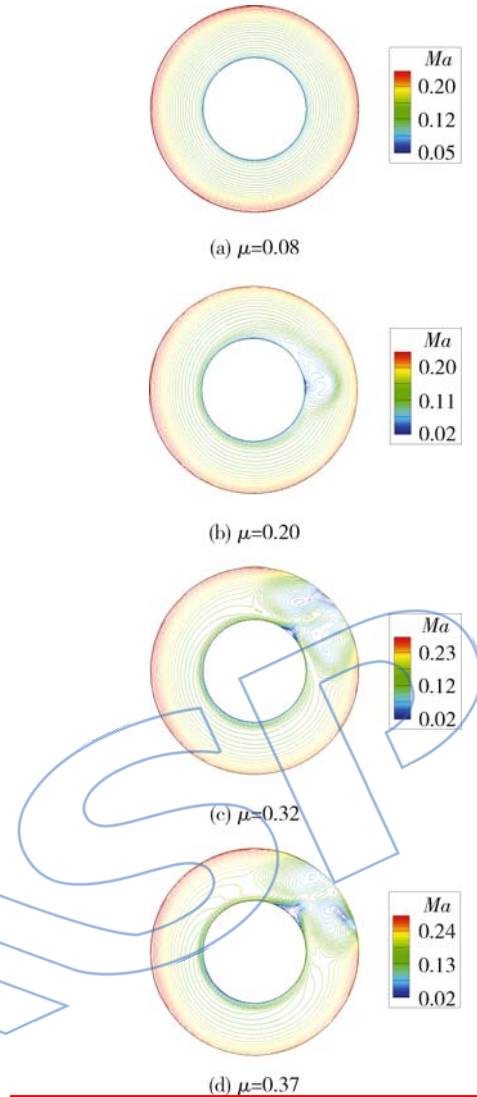


图10 粒子分离器进口截面的马赫数分布

(Δ p_r = 0 Pa)

Fig. 10 Distribution of Mach number in entrance section of inlet particle separator

(Δ p_r = 0 Pa)

近出现了复杂的鞍点/螺旋点类型的三维边界层分离现象.具体来说,边界层气流由内侧经齿轮箱外罩后部较小直径段向外、向上绕流,首先形成相互撞击,而后折向上游,又与前方来流相撞,形成了“卜”形的分离极限流线.从整体来看,该部分气流是以螺旋的方式脱离壁面的,并且存在2个螺旋点,其中下方的转向为逆时针,而上方则刚好相反.另外,从进气道口部壁面附近发出的三维流线可知,当前进比为0.32时,这一部分脱离壁面的低能气流仍被吸入至进气道内,而当前进比为0.37时,由于进气道流量系数的进一步降低,有相当一部分的低能流被挤出了进气口,沿着发动机短舱外壁流向下游.因此,该前进比状态下粒子

分离器进口截面上的低速区范围反而有了一定的减小(参见图 12)。

图 12 还给出了前进比为 0.32 时粒子分离器内部沿程各截面的马赫数分布图谱, 据此可以了解低速气流区在通道内的发展过程。可以看到, 由

于粒子分离器的前段采用了较大的面积收缩比, 受收缩通道整流以及周围高速气流的剪切带动作用, 该低速区内的气流被逐渐加速, 在喉道截面上马赫数分布的均匀性已经得到了明显的改善。事实上, 由图 13 可以看出, 在各前进比状态下, 粒子

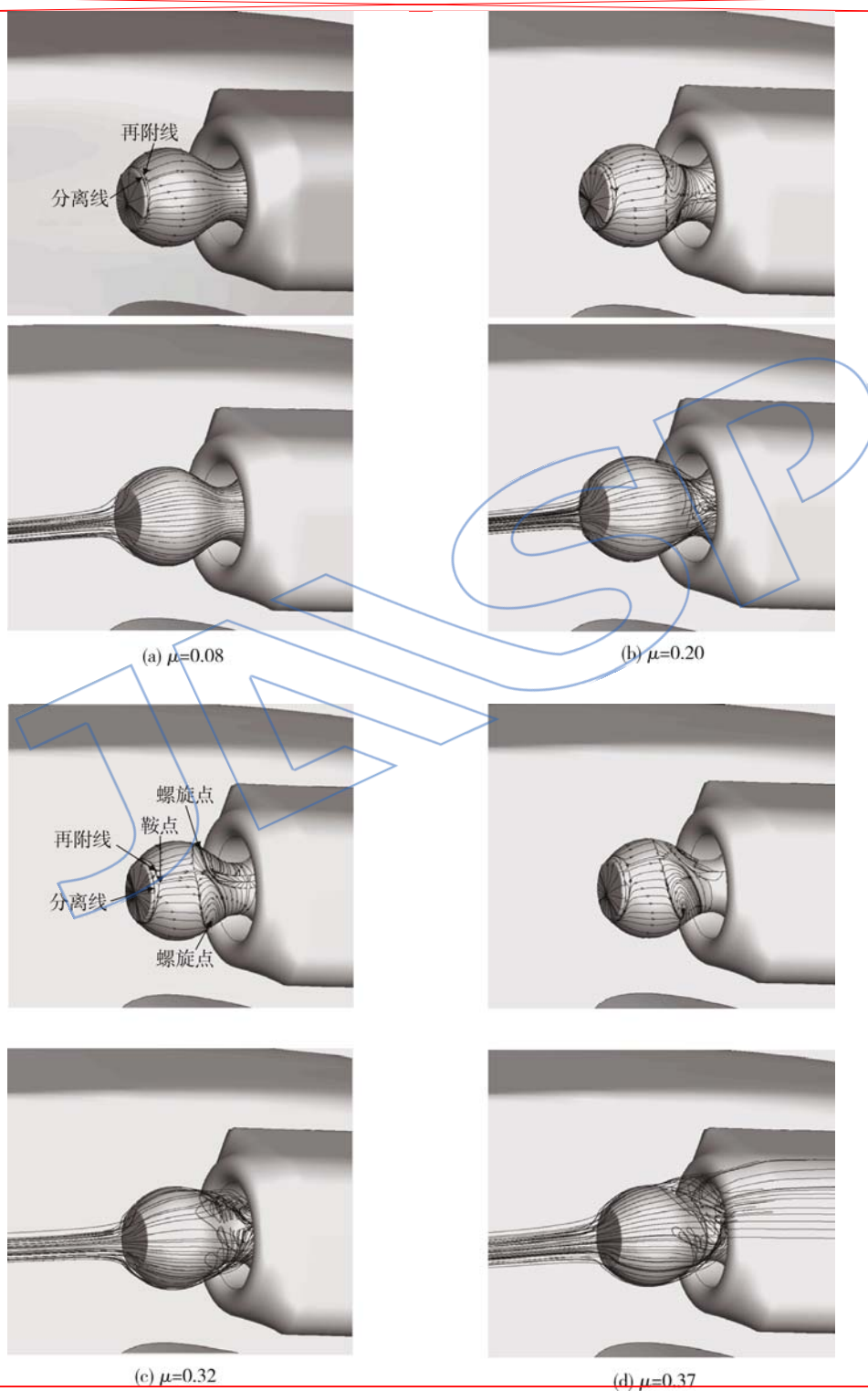


图 11 不同前进比时齿轮箱外罩壁面摩擦力和近壁三维流线 ($\Delta p_r = 0 \text{ Pa}$)

Fig. 11 Wall friction lines and 3-D streamlines near wall of gear case out cover at different advance ratios ($\Delta p_r = 0 \text{ Pa}$)

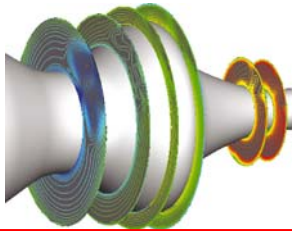


图12 粒子分离器内部沿程各截面的马赫数分布图

($\mu=0.32$)

Fig. 12 Distribution of Mach number of different sections in particle separator

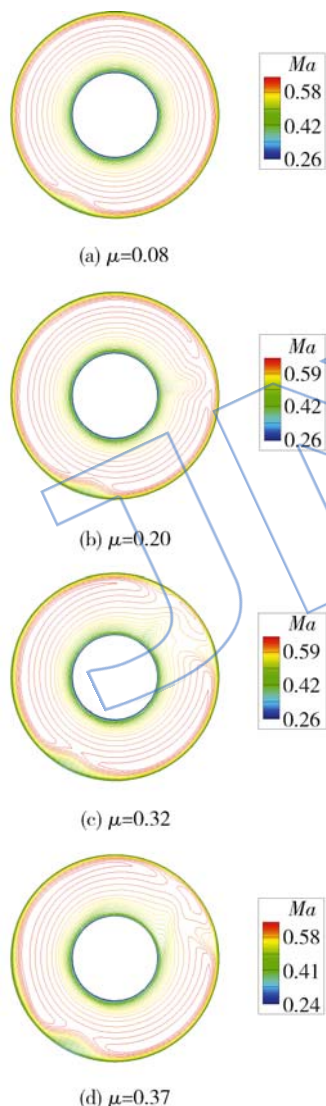
($\mu=0.32$)

图13 粒子分离器主流出口截面的马赫数分布

($\Delta p_r=0 \text{ Pa}$)

Fig. 13 Distribution of Mach number in mainstream section exit of particle separator

($\Delta p_r=0 \text{ Pa}$)

分离器出口截面上的速度畸变均较小,也就是说发生在粒子分离器上游的流动分离并不会对发动机的稳定工作带来威胁.然而,由于流动的不均匀性改变了粒子分离器进口截面上砂粒的质量分布、粒径分布以及运动方向等,为此可能对其粒子分离效率会产生一定影响.

3.3 一体化条件下的工作性能

表3中还列出了不同前进比状态下粒子分离器的主要性能参数.可以看到,一体化条件下粒子分离器主流出口的总压恢复系数要略低于独立条件的相应值,而其扫气流出口的总压损失则要明显偏大,并且其变化幅度均是在前进比0.32状态下达到最大,分别为1%和8%,这主要是由于此时进口流动分离导致的低能气流被吸入内通道的缘故.

表3 不同前进比时粒子分离器的主要性能参数
($\Delta p_r=0 \text{ Pa}$)Table 3 Main performance parameters of particle separator at different advance ratios
($\Delta p_r=0 \text{ Pa}$)

前进比	主流出口			扫气流出口	
μ	Ma	p_b/p_0	σ	Ma	$\Delta p/\text{kPa}$
0.08	0.600	0.784	0.983	0.116	3.449
0.20	0.603	0.780	0.981	0.096	3.426
0.32	0.602	0.783	0.977	0.102	3.710
0.37	0.590	0.794	0.978	0.097	3.674

4 结 论

本文将整体式粒子分离器安装至类“阿帕奇”直升机外型上,形成了一种典型的直升机/进气粒子分离器布局方案,并采用经过算例检验的仿真方法分析了其不同前进比下的一体化流场特性.研究结果表明:

1) 在较高的前进比下,如0.32和0.37,在粒子分离器进口上游的齿轮箱外罩上出现了复杂的三维流动分离现象,使得粒子分离器在较不均匀的进口来流条件下工作.

2) 与独立粒子分离器状态相比,一体化条件下粒子分离器主流出口、扫气流出口的总压损失均有所加大,增加幅度最大分别可达1%和8%.

3) 当前进比为0.32时,上游分离气流被吸入了粒子分离器内,而当前进比增加至0.37时,

由于进气道流量系数的降低,则有部分分离气流被排出了通道外。

4) 由于粒子分离器收缩段的强整流作用,其进口截面上大的速度畸变在通道内得到了较好的抑制,为此粒子分离器上游的流动分离并不会对发动机的工作稳定性造成显著影响。

参考文献:

- [1] Hamed A, Tabakoff W. Erosion and deposition in turbo machinery[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 350-360.
- [2] Tabakoff W. Review turbo machinery performance deterioration exposed to solid particulate environment[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 1984, 106(2): 125-134.
- [3] Walsh W S, Thole K A, Joe C. Effects of sand ingestion on the blockage of film-cooling holes[R]. ASME Paper GT-2006-90067, 2006.
- [4] Cardwell N D, Thole K A, Burd S W. Investigation of sand blocking with in impingement and film-cooling holes[R]. ASME Paper GT-2008-51351, 2008.
- [5] 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)
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] Saeed F, Al-Garni A Z. Analysis method for inertial particle separator[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1150-1158.
- [9] Al-Faris E F, Saeed F. Design and optimization method for inertial particle separator systems[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(6): 1919-1929.
- [10] 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.
- [11] 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.
HOU Lingyun, YAN Chuanjun. Numerical simulation of two-dimensional flowfield in particle separator[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 374-376. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] 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)
- [16] Robert W, Micheal A T. Turbomeca starts examining Ariel turboshaft[J]. International Aviation, 2006(4): 62-64.
- [17] Duffy R J, Shattuck B F. Integral engine inlet particle separator: Volume II design guide[R]. USAAMRDLTR-75-31B, 1975.
- [18] 童悦, 谭慧俊, 曾平君. 带扫气蜗壳的整体式惯性粒子分离器仿真[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1125-1133.
TONG Yue, TAN Huijun, ZENG Pingjun. Numerical simulation of inertial particle with scavenge scroll[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1125-1133. (in Chinese)