

涡轴发动机与直升机一体化设计关键问题浅析

Integrated Design of Turboshaft Engine and Helicopter

■ 葛严 黄兴 曾雪瑞 / 中国航发动研所

涡轴发动机的进气系统工作在由直升机诱导的上下游气动环境中，不同工况下直升机的飞行来流与旋翼下洗流相叠加，给进气系统形成复杂的上下游条件并对发动机性能产生重大影响。传统进排气系统的设计理念和设计方法已难以适用现代战场的复杂性和执行任务的多样性，有必要开展涡轴发动机与直升机的一体化设计。

涡轴发动机的进气机匣与直升机的进气道相连，发动机排气管与直升机的排气混合管相连，直升机进排气系统的流动损失、流场畸变会直接影响涡轴发动机的实际功率大小乃至工作稳定性。研究表明，当进气道的总压损失下降1%，发动机的功率下降将超过1%；同时，当进气道出口畸变指数超过一定程度时，将会使得压气机的工作效率大大降低，进而导致发动机输出功率的急剧下降，甚至可能对发动机的稳定工作产生较大幅度的危害。直升机进排气系统的设计虽然可以借鉴固定翼飞机的设计经验，但有着自己独特的方面。直升机工作的环境与固定翼飞机不同，飞行姿态也更多，同时为了兼顾外物排除，其设计方案多种多样，主要涉及以下几种关键技术问题。

涡轴发动机安装位置优化

涡轴发动机安装位置的选择，对直升机/涡轴发动机一体化是最为重要的。它不仅对直升机总体性能（如直升机系统布局、操纵性等）有重大影响，对进排气系统也将产生巨大影响。发动机安装位置的确定，需要考虑为数众多的因素、经过反复迭代才能得到各种飞行工况下全



图1 带外网罩的埋入式进气道

局最优的设计。

一体化进气系统的设计

一体化进气系统的设计关键是要解决进气道的安装位置、进气道的形式、口面的形状、进气道内流道的形状、防异物的考虑，以及在噪声抑制或雷达信号抑制的需求下如何合理设计一体化进气系统等几个方面的问题。

对于进气道的安装位置，主要有前后、上下位置。当前，仅米-171、AW139和卡-50等少数几种直升机进气口与旋翼转轴径向距离相对较远，特别是前两种直升机，其径向距离甚至达到了旋翼半径的1/3。一般布局形式下，直升机为避免旋翼下洗气

流的干扰，大部分直升机的进气口与旋翼转轴径向距离较近，在1倍进气口直径以内。在高度方向，多用途直升机的进气口往往偏高，与桨叶平面距离较小；而对于武装直升机则因为上方有塔座，进气口离桨叶平面相对较远，大多为进气口直径的2~3倍。对于后者，直升机机体对进气口附近旋翼下洗流的干扰作用更加明显。

对于进气道形式，埋入式进气道对于隐身和抗击外物损伤有利，但是流场品质相对较差。遮挡式进气道可以提高进气流量，改善流场品质，但隐身性能较差。当采用带外网罩（如图1所示）进行异物清除的进气系统时，进气量和进气系统

流道内的流场特性均受到外罩网的影响。孔隙率的大小、分布以及外罩网的几何特征，对进入进气道的气流总压损失、畸变性能均会存在较大的影响。另外，为了有效地降低机体边界层对进气道的影响，可以采用分流隔道或者扰流器等流场控制措施。

对于进气口布局方式，须注意进气口位置的设置和进气道唇口形状的设计。进气口的安装位置是否会受到机体及其他结构的影响、旋翼气流是否会对机体本身产生不利的气动干扰等方面因素均必须重点关注，特别是为了隐身和防外物吸入时尤其如此。进气道唇口的形状对亚声速进气道特别重要，尤其是埋入式进气道。一般要求进气道唇口具有良好的流线型，保证各种飞行姿态下进口处均有较为合理的流场，避免局部气流分离。但是研究发现，目前的埋入式进气道设计常常在侧滑和大迎角下具有极为恶劣的进气道流场品质。这表明，此类进气道在设计时不仅需要注意正常飞行状态下的气动性能，还需要考虑直升机机动飞行状态时可能产生的不利影响。

进气流道方面除了考虑发动机

因素外，还需考虑将进气道与异物分离器进行一体化设计。直升机进气道的几何形状、动力装置和异物分离器流道的几何形状、面积变化规律，均对异物分离和发动机供气产生影响。如何更好地同时兼顾双通道的流动，需要进行深入研究。

一体化排气系统设计

排气系统的结构比较统一，基本上由转接管加排气管组成，根据需要可以加装消声器或红外抑制器等设备，但是一体化的设计要求排气口的位置需要与直升机布局协调。外伸的排气口虽不会对机体产生较大影响，但是隐身和冷却性能较差；与机体融为一体的排气口可能导致排气出口处的高温燃气与机体干扰，或影响冷却空气进气。排气口的位置还受到所处位置的影响，排气系统的正常工作受到出口环境压强的影响，必须确保在所有飞行工况下，排气系统能正常工作。

排气管道的设计必须具有适当的流通面积，能将尾气充分排出，且具备气动损失小、流通顺畅等特点。根据飞机布局需要，可采用恰当的转接段进行转折过渡。转接段

的要点是不能有过大的流动损失特别是局部分离的出现，因为除了导致气动性能损失，也将产生较大的噪声。同时排气管路也不能太长，因排气管多为大型薄壁零件，过长将导致排气管自身结构振动大，进而会有产生裂纹的风险。排气系统还必须具备冷却和隔热能力。排气管的冷却是为了降低直升机动力舱内蒙皮、发动机电子元器件表面温度，以及发动机滑油系统的温度，由于舱内被引射气流与发动机排气主流在飞机排气管处相混合，因此，飞机混合管的设计对发动机排气以及舱内气流的引射均有极其重大的影响；直升机排气混合管的设计须与发动机排气进行一体化设计；排气管的隔热是为了减少排气管的热量传递，降低机体或舱体内的温度。最常用的方法是采用隔热罩将排气管的外壳包住。

一体化红外抑制设计

红外抑制一体化设计需要根据具体的红外抑制方式进行。例如，美国的“科曼奇”直升机采用的红外抑制器是目前最成功的红外抑制技术之一，如图2所示。“科曼奇”直升



图2 “科曼奇”直升机的排气装置



图3 “虎”直升机的排气装置采用波瓣喷管的红外抑制器

机将发动机排气系统的喷口改为圆转方，强化排气气流的旋流度，且可以将单喷口改为多喷口，进一步强化排气混合；再通过二股冷空气的吸入，与发动机排气混合后，经飞机排气口排出。排气口宜选择在机体上部，旋翼下洗气流可以进一步稀释高温燃气的温度。另一种常用的红外抑制措施是“虎”直升机采用的波瓣喷管，如图3所示。

喷流的红外抑制措施已经得到了广泛的研究，但喷管壁面的红外辐射方面的研究仍然不多，冷却和隔热仍是常用的方法。为了冷却喷管壁面，通常在喷管外套有通风罩，利用飞行中的冲压或排气引射，使通风罩与外壳之间有冷气流过。喷管的隔热是防止或减少喷管的热量传向机体或机舱以降低温度，最常用的方法是采用隔热罩将喷管的外壳包住。无论何种喷管壁面热防护方式，均对直升机总体性能和总体结构有很大影响。

结束语

直升机进排气系统与发动机一体化设计，不但可以降低发动机的安装损失，还可以满足直升机进气异物的分离及隐身等多种设计约束，对提升直升机执行任务的能力具有重要意义。发动机进排气系统与直升机一体化设计须对涡轴发动机的安装位置、一体化进排气系统的设计和一体化红外抑制器设计等关键技术问题开展深入研究。

航空动力

(葛严，中国航发研所，工程师，主要从事航空发动机内流气体动力学的工作)

参考文献

[1] 杨志强,周灵玲,马阔.直升机涡轴发动机安装损失特性研究[J].中国战略新兴产业,2018(24).
 [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.
 [3] 杨永飞.某型直升机机身及进气道气动特性分析[J].直升机技

术,2008(03):104-106.

[4] 付焱晶.直升机发动机进气防护装置研究[D].沈阳:东北大学,2011.
 [5] 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):1883-1886.
 [6] 谢永奇,余建祖,高红霞,等.某型直升机进气舱流场数值仿真[J].航空动力学报,2007(05):729-732.
 [7] 范文正,于海滨.直升机进气防护装置的现状和发展趋势[J].航空科学技术,2000(1):31-32.
 [8] 曹义华,袁坤刚,李晓勇,等.直升机发动机入口绕流的数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2005,31(10):1145-1148.
 [9] 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.
 [10] 王吉飞,曹义华,陈江锋,等.旋翼洗流对发动机喷流影响的计算分析[J].北京航空航天大学学报,2001,27(3):297-300.