

大涵道比发动机旋转帽罩积冰特性试验*

Ice Accumulation Characteristics Test for Large Bypass Ratio Engine Rotating Cone

■ 李云单 周建军 / 中国航发动力学所 林贵平 马奎元 / 北京航空航天大学

大涵道比发动机进口旋转帽罩的型面结构会对水滴撞击和积冰特性产生影响。为了合理地进行防冰设计，需要针对大涵道比发动机不同型面旋转帽罩开展积冰特性试验。

当飞机穿越云层时，云层中亚临界状态的过冷水滴撞击到发动机进口部件表面，会在表面形成积冰^[1]。在大涵道比发动机上，结冰部位一般包括整流帽罩、风扇叶片、进口传感器、增压级叶片、分流环和外涵道静子叶片等。旋转整流帽罩位于发动机正前方，通常是大涵道比发动机结冰最为严重的部件。受旋转引起的离心力、科氏力等外力的影响，旋转帽罩表面的积冰过程和冰形与静止表面存在显著差异，这直接影响了防冰结构的设计，因此需要对旋转帽罩表面的积冰特性进行研究。针对4种典型型面（椭球、尖锥、前锥后椭、前椭后锥）旋转帽罩表面的结冰类型、积冰形貌、积冰生长及脱落特征开展了冰风洞试验，并对试验结果进行了全面的对比分析，相关研究成果可直接应用于大涵道比发动机进口旋转帽罩的防冰系统设计和验证分析。

试验装置及试验件

针对旋转部件积冰特性的研究，主要集中在螺旋桨、直升机旋翼等旋

转叶片方面，而针对旋转帽罩积冰特性的研究起步较晚且公开报道相对较少。美国航空航天学会(AIAA)使用高灵敏度视频图像系统观察旋转帽罩表面积冰和冰脱落现象^[2]，给出了表面在不同时刻的冰层图片，初步探索了旋转帽罩的积冰特性。同时期，俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)在整机结冰试验台上针对Д-90A发动机的整流帽罩开展了不加热条件下的积冰试验^[3]，分析了积冰的物理过程和特点。北京航空航天大学基于欧拉方法及单旋转坐标系模型建立了水滴撞击模型^[4]，计算了发动机旋转部件复杂表面的水滴撞击特性。南京航空航天大学针对旋转整流罩积冰生长与脱落过程开展了试验研究^[5-6]。以上研究的对象多为尖锥型面旋转帽罩，由于不同气动设计的需求，大涵道比发动机进口旋转帽罩的结构形式有多种，旋转帽罩表面不同的结构特征会对水滴撞击和积冰特性产生影响。因此，有必要获得不同结构旋转帽罩表面的积冰特性，以合理地进行防冰设计。

在中国航发产学研合作项目的

支持下，不同型面旋转帽罩积冰特性试验研究在中国航发动力学所的冰风洞中开展。冰风洞主体由风扇、试验段、喷雾装置、整流器、蒸发器等构成。试验段的横截面直径为600mm，进口采用气动雾化喷嘴调节试验所需的液态水含量(LWC)和平均有效水滴直径(MVD)，风洞流速依靠调节轴流风机转速实现。该冰风洞具有模拟高空低温结冰环境的能力，可开展发动机防冰部件结/防冰模拟试验。

为模拟旋转条件下整流帽罩表面的积冰过程，搭建旋转帽罩试验台，结构及在试验段中的安装形式如图1所示。由电动机提供试验过程中所需的转速，电主轴通过法兰转接至旋转试验件。不同型面的帽罩试验件尾部直径（最大旋转直径）保持一致，采用统一的接口与法兰连接，安装在试验台上。

试验的对象为应用于一型发动机的全尺寸帽罩，尾部直径约为590mm，因冰风洞试验段尺寸的限制，无法开展帽罩全尺寸整体模型的积冰研究。考虑到帽罩尺寸较大时，表面水滴撞击和积冰区域主要

* 基金项目：中国航空发动机集团有限公司产学研合作项目（HFZL2021CXY010）

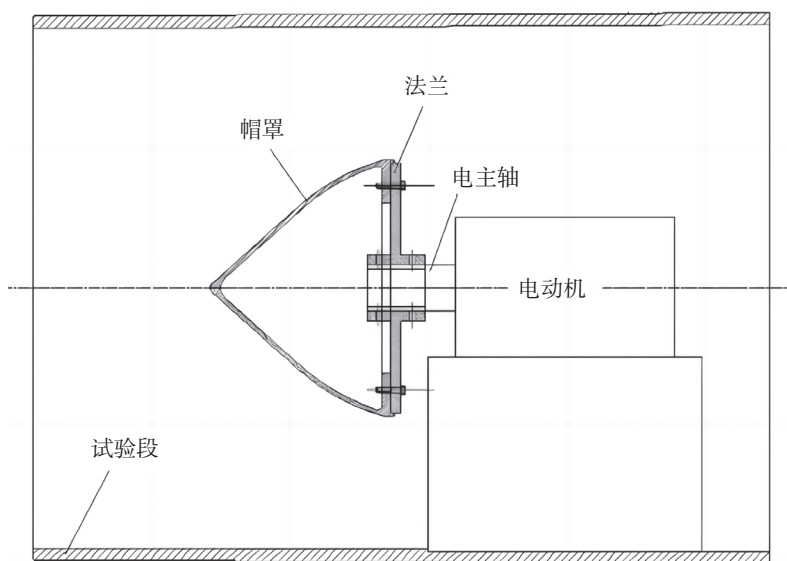


图1 旋转帽罩试验台结构示意图

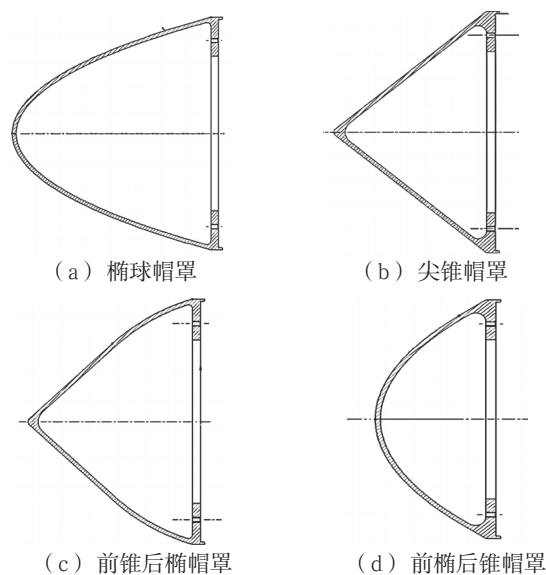


图2 4种型面旋转帽罩试验件结构

集中在帽罩前段。因此，根据冰风洞试验段的尺寸，在保证合适的阻塞比的前提下，截取全尺寸帽罩前段直径为300mm的部分作为试验件简化模型进行研究。

帽罩的结构设计是在综合考虑气动、防冰、吞冰、吞水、可靠性和经济性等需求的前提下确定的，型面样式有多种。目前，经典的大涵道比发动机帽罩较为常用的型面结构有椭球、尖锥、前锥后椭、前椭后锥。图2给出了所采用的4种型面帽罩试验件的结构形式，4个试验件的尾部直径均为300mm。由于帽罩试验件的结构与对应的全尺寸模型的前段完全一致，且基本反映全尺寸帽罩表面的积冰特性，因此该帽罩试验件可认为是全尺寸模型。试验件材料为铝合金，表面粗糙度

与发动机真实结构一致，表面进行阳极化处理，且未喷涂涂层。

试验结果分析

试验状态参数

由于旋转帽罩试验件为全尺寸模型，故试验中结冰条件、转速等均采用真实参数。根据发动机工作状态及国军标规定的海平面结冰条件，确定了试验状态，分别命名为状态1~状态3，结冰试验时间为5min，具体的试验参数如表1所示。

状态1条件下帽罩积冰冰形

状态1的温度和液态水含量相对较高，因此容易产生明冰。图3给出了状态1条件下4种型面的旋转帽罩积冰试验的最终冰形。

椭球帽罩表面结冰类型为明冰，积冰基本覆盖整个表面，其中前缘

附近有少量松针状冰，前缘下游区域覆盖小颗粒状冰，如图3(a)所示。

尖锥帽罩的表面积冰冰形与椭球帽罩存在显著差异，尖锥帽罩表面存在大量积冰，积冰量远大于椭球帽罩。除前端驻点处表现出典型的明冰冰形外，几乎整个表面上沿周向形成了结构复杂不规则的“冰羽”，伸展方向与表面的夹角约为45°，长度超过10cm，如图3(b)所示。

前锥后椭帽罩驻点附近小范围内可观测到明冰，而前段和中后段均匀分布着径向突起状夹角为45°的“冰羽”，形状与尖锥帽罩表面冰形相似，但长度较短，为4~5cm。帽罩尾段积冰量较小，可清晰地观察到溢流水流动并冻结的痕迹，如图3(c)所示。

前椭后锥帽罩整个表面从驻点处到尾段均匀覆有长度为5~6cm的“冰羽”，长度沿轴向方向有逐渐增加的趋势，如图3(d)所示。

对于旋转帽罩而言，由于空气剪切力和旋转产生的离心力的共同作用，帽罩表面会形成不规则、形

表1 试验状态及试验参数

状态	转速/(r/min)	总温/K	总压/kPa	风速/(m/s)	液态水含量/(g/m ³)	水滴直径/μm
1	1150±50	268±1	101±1	30±2	2±0.25	20±2
2	4350±100	268±1		145±5	2±0.25	
3	4350±100	253±1		145±5	1±0.25	

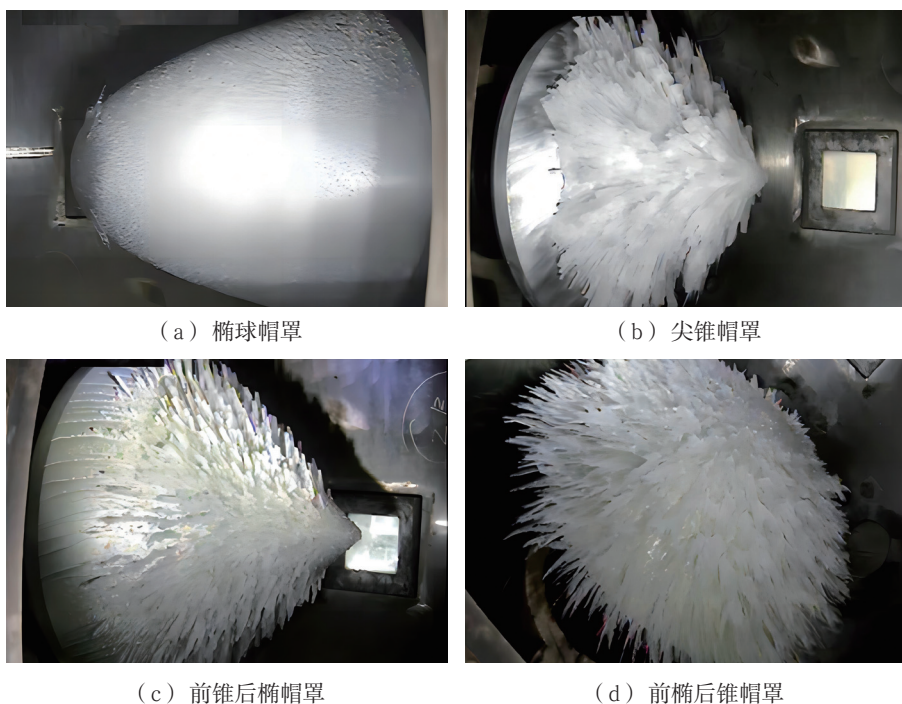


图3 状态1条件下4种型面旋转帽罩积冰试验最终冰形

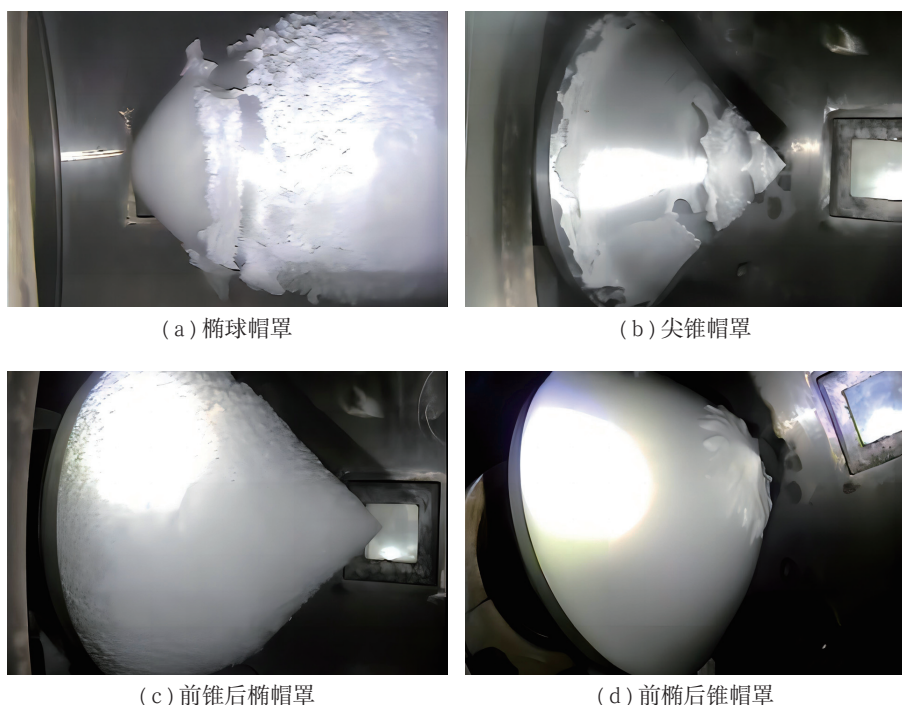


图4 状态2条件下4种型面旋转帽罩积冰试验最终冰形

状特别的冰形。“冰羽”的形成是由于该状态温度较高，水滴撞击到壁面后没有马上冻结，水滴在向后溢流的过程中受到越来越大的离心力

作用，水向外、向后运动并在脱离表面的过程中冻结，使得帽罩表面出现径向突起状的冰，最终形成了“冰羽”。可以看出“冰羽”是在离

心力和气流剪切力的耦合作用下溢流液流动和冻结产生的。

状态2条件下面帽罩积冰冰形

状态2的风速和帽罩转速都较高，对应发动机的高转速状态，旋转产生的离心力和气流产生的剪切力都比状态1要高。图4为状态2条件下4种型面的旋转帽罩积冰试验的最终冰形。

在椭球帽罩前段约1/4的表面范围观察到明冰，而中后段表面存在分布不连续，表面凹凸不平的霜冰，如图4(a)所示。这一现象的主要原因是：该状态来流风速和环境温度较高，且帽罩转速较大，在积冰发生的前期，撞击在帽罩前段的过冷水滴结冰缓慢，在离心力和气流剪切力的作用下沿帽罩表面发生周向铺展与轴向溢流，过程中液态水部分冻结，因此在帽罩底层形成了大范围的明冰。在中后段区域，由于旋转半径的增大，离心力变大，因此中后段未冻结的少量溢流水在离心力的作用下倾向于飞离帽罩表面，因此形成凹凸不平的霜冰。此外，在离心力的作用下有部分积冰发生脱落导致覆冰不连续。

尖锥帽罩表面积冰的冰量较小，如图4(b)所示。与状态1相比，该状态下高转速产生较大的离心力，使得尖锥帽罩表面积冰发生大范围的脱落，脱落后在表面处仍存流积冰初期形成的部分底层明冰。此外，在高转速的离心力作用下，尖锥帽罩表面所收集到的过冷液滴也具有更大的径向和周向运动速度，从而使得液滴更容易在冻结前脱离表面，抑制了“冰羽”的形成。

前锥后椭帽罩表面形成不连续的“冰瘤”，均匀地覆盖于整个表面，

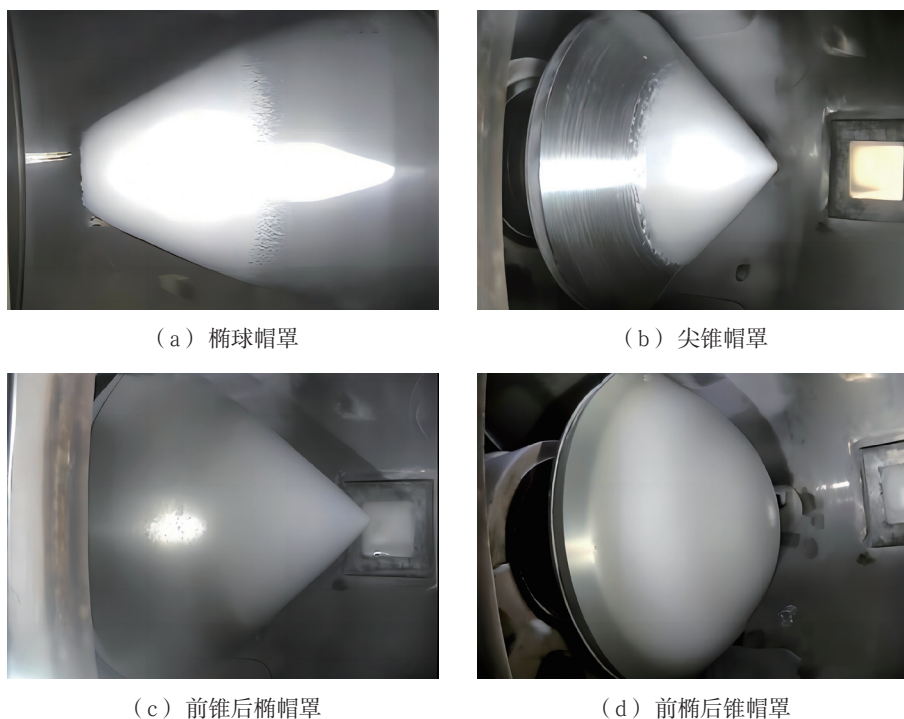


图5 状态3条件下4种型面旋转帽罩积冰试验最终冰形

冰的体积比状态1的小，为明冰，如图4(c)所示。

前椭后锥帽罩表面较厚的积冰集中在前缘，而且前缘处冰形存在明显的轨迹偏转，方向和帽罩旋转方向一致，如图4(d)所示。后缘由于受到的离心力增大，水滴更易飞离表面，因此积冰量比前缘小。在高转速状态下，尖锥帽罩和前椭后锥帽罩表面积冰会随转速升高发生脱落，而椭球和前椭后锥帽罩脱落冰量较小。

状态3条件下帽罩积冰冰形

状态3的温度和液态水含量较低，风速和帽罩转速较高，为较典型的霜冰结冰条件，过冷水滴撞击到表面后冻结速率较快，因此表面未形成“冰羽”。图5为状态3条件下4种型面的旋转帽罩积冰试验的最终冰形。总体而言，该状态下4种旋转帽罩表面的积冰冰层与帽罩的

原始型面几何形状吻合度较好。表面积冰量很小，仅在前半部分有积冰，且冰厚不足1cm，中后段无积冰。这是由于环境温度较低，且液态水含量较小，水滴撞击到帽罩表面后立即形成积冰，且转速和风速较大，液滴飞离帽罩表面的比例较高，因此积冰量相比于状态1和状态2较小。

结束语

在相同的结冰条件下，不同型面的旋转帽罩积冰存在差异。尖锥、前锥后椭表面的“冰羽”覆盖范围较大，椭球帽罩表面的“冰羽”覆盖范围较小。尖锥帽罩和前锥后椭帽罩虽然低转速下表面积冰量较大，但是表面积冰会随转速升高发生脱落，而椭球和前锥后锥帽罩脱落冰量较小，因此尖锥帽罩更不易出现大量积冰，这与大涵道比帽罩防冰

的设计要求一致，因此在帽罩结构设计中可优先考虑前部采用尖锥型面。此外，旋转帽罩表面的积冰冰形由于离心力的存在较为特殊，会产生较长的“冰羽”，对发动机的性能产生较大的影响，离心力导致的积冰脱落过程对于发动机防除冰过程也十分关键。因此，在发动机防除冰设计和验证过程中，有必要研究旋转效应下的积冰和冰脱落特性。

航空动力

(李云单，中国航发动力所，高级工程师，主要从事航空发动机内流传热研究)

参考文献

- [1] 林贵平. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- [2] BELZ R, BRASIER C, MURPHY P, et al. A turbine engine inlet viewing system[R]. AIAA-86-1647, 1986.
- [3] Ahtohob A H. Основы расчета, конструирования и испытаний противообледенительных систем авиационных газотурбинных двигателей[M]. Москва: Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова, 2001.
- [4] 申晓斌, 张志强, 林贵平, 等. 旋转部件复杂表面水滴撞击计算[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(6): 709-713.
- [5] 王健, 胡娅萍, 吉洪湖, 等. 旋转整流罩积冰生长与脱落过程的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1352-1357.
- [6] 胡娅萍, 吉洪湖, 王健, 等. 锥角对旋转整流罩积冰影响的模拟实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 495-503.