

資本主义国家航空科学技术专题綜述

渦輪螺旋槳发动机的 防冰問題

1960.9 北京

出版者的話

为了尽快赶上世界先进科学技术水平，各单位都希望充分了解国外的科学技术成就及經驗教訓。根据上級指示和各方面的要求，我們認為立即將資本主义国家近期的航空科学技术成就进行綜合整理是非常必要的，对我国航空科学研究、設計、生产及教学工作均有很大的帮助。从59年起由中国科学技术情报研究所和国际航空杂志社共同負責与有关部门联系，并一起开始动手整理出版“資本主义国家航空科学技术专题綜述”，供太家中参考。“航空科学技术专题綜述”包括：空气动力学、飞行器結構、飞机及导弹附件、各类发动机、超音速进气道、噴管、軸向式压气机和渦輪、燃烧問題和燃烧室設計、高空模拟試驗和飞行試驗、航空电气設備、仪表、导航、航空材料、燃料、油料及航空工艺等若干方面。在整理出版过程中，由于各有关部门发挥了高度共产主义协作风格，使这套資料能早日与讀者見面。在最后整理和編排过程中，由于我們水平和時間所限，誤謬之处在所难免，欢迎批評指正。

目 录

§ 1、概 述.....	1
§ 2、渦輪螺旋桨发动机防冰系統的类型及其使用.....	3
§ 3、螺旋桨的防冰.....	10
§ 4、防冰系統的調节与控制.....	11
§ 5、防冰系統的試驗.....	12
参考資料目录.....	14

渦輪螺旋槳发动机的防冰問題

§1 概述

結冰对飞行器的威胁很大。目前虽然已經有了較完善的飞行器及飞行設備，然而由于結冰而引起的飞行器和发动机事故，仍然屢見不鮮。燃气渦輪发动机的結冰比飞行器上的結冰要快得多，而且危險得多。但是如果設有完善的防冰系統，它又比飞行器的結冰易于防止。因此，很好的設計防冰系統，是燃气渦輪发动机設計中的一个重要問題。

燃气渦輪发动机結冰的原因有二：

1. 由于扰动过冷却水滴形成之結冰：这种結冰是飞行器上最常見的。当飞行器飞入含有过冷却水滴的积云以后，在飞机、发动机和过冷却水滴相“撞击”的表面上就会产生結冰。过冷却水滴的温度可能低达 -30°C ，但根据观察結果表明，过冷却水滴在 $0^{\circ}\sim-20^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内最容易結冰（約40%的可能性）。此时如果遇到积雨云、液积云、层积云或是下雨、含有雨的雪时則特別危險。根据英国航空注册局[A.R.B (Air Registration Board)]的条例，下列各种云，是接近或已达到了結冰的：

表1. 可能产生結冰的云

温度范围	高度范围(米)	最大总含水量 ^① (克/米 ³)	云伸展闊(公里)	备 註
$0^{\circ}\sim-20^{\circ}\text{C}$	3050~9150	8.0	0.8	
		5.0	4.83	
		2.0	80.5	
		1.0	161以上	
$-20^{\circ}\sim-40^{\circ}\text{C}$	4575~12200	5.0	4.83	
		2.0	15.1	
		1.0	80.5	
		0.5	161以上	
$-40^{\circ}\sim-60^{\circ}\text{C}$	6100~13730	2.0	4.83	
		1.0	16.1	
		0.25	161以上	
$-60^{\circ}\sim-80^{\circ}\text{C}$	9150~18300	1.0	4.83	
		0.5	16.1	
		0.1	161以上	

① 最大总含水量包括液態水及結晶冰，但不包括水蒸气。

由于这种原因产生的积冰有两种形式：可能是坚硬、透明、平滑、与飞机、发动机表面固結的，不易剝落之冰层，这是与較大的过冷却水滴冲撞而形成的；也可能是白色不透明粒状疏松的霧凇，这是与較小的过冷却水滴冲撞而形成的。对发动机而言，冰层是較危險的，它可能凝結到进气口边缘、进口支柱前緣、进口导流叶片、軸向压气机1、2級轉子和靜子叶片，以及渦輪螺旋槳发动机的螺旋槳和槳轂上。这些地方結冰后就会破坏它們的气动力外形，使阻力增加、效率下降，并可能引起气流分离和工作不稳定，从而造成喘振。轉动件上的結冰，由于凝結的不均匀性会造成轉子的不平衡，使轉子产生剧烈的振动。这种振动不但会使发动机和飞机的结构受到损坏，而且还会将凝結在其上的冰块振落。如果这些冰块

被吸入发动机中，就会击伤叶片或其他构件。例如有时由螺旋桨桨叶上被振落的冰块会击穿厚达1.5毫米的硬铝蒙皮。有时雾凇也会是很危险的。

2. 由于水蒸气凝结而形成的结晶冰，也称为霜或轻霜，对飞机而言，主要是因冷的飞机进入暖湿的气团中，使水蒸气凝结到飞机上而形成的。对飞机而言它不容易产生，也不会造成什么危害。

然而对发动机而言，情况就有所不同。因为在燃气涡轮发动机的进气道中，空气是加速流动的，所以温度会降低（约 $18^{\circ}\text{C}\sim 20^{\circ}\text{C}$ ）。这样在不高的飞行速度下，进口的冲压增温也就不大。即使在较低的飞行高度飞行，进气道内的温度也会比 0°C 低。因此当含有饱和或过饱和（相对湿度等于或大于100%）水蒸汽的空气进入发动机后，在进气道内就会很快的凝结成结晶状的冰。这些冰是白色屑状的，很疏松，不会与飞机和发动机表面固结，因此一旦积结就很容易被气流带入发动机。这样就会破坏气流的稳定流动，使压气机工作陷入不稳定状态。同时由于大量水份突然进入燃烧室，使燃烧室内的温度降低，产生不完全燃烧，甚至灭火。发生这种积冰事故曾在最初几批普鲁姆斯705型涡轮螺旋桨发动机上出现过。如1956年4月由南非联邦飞回伦敦的途中，装有普鲁姆斯705型的“不列颠”型客机曾发生过喷火事故（Flame-Out）。此时发动机发生喘振，功率降低，尾喷口有火焰冒出，时间延续达5分钟之久。在1955年该飞机在飞往孟买的途中也发生过类似的故障。根据飞行员叙述，这种故障一般是在天空中有雷雨云（或在雨前飞行），飞行高度约为5000米时发生。这些故障多半是在热带和赤道附近发生的。这是由于湿度较大的空气所形成的结冰而引起的故障。它可使几个火焰筒灭火，并且由于喘振会使进口导流叶片及第1级压气机叶片受到损坏。

值得注意的是，这种发动机所以会产生结冰，主要是由于进气道的低温而形成的。因之此时一般飞机上并没有结冰（前述的普鲁姆斯发动机的结冰就具有这种特点），这对发现它和克服它要困难一些。如普鲁姆斯发动机在故障发生后，设计者还以为是压气机或燃烧室的问题。经过将近9个月的研究后，才阐明了故障的实质。

由于雾凇也具有疏松易剥落的特点，当它形成时也可能造成同上的危害。但由于它和冰层一样，是和飞机结冰同时产生的，所以易于发现和克服。

与涡轮喷气发动机比较起来，防冰对于涡轮螺旋桨发动机有更重要的意义。这可以从比较它们的使用条件，结冰对它们的影响以及对它们的要求看出。

首先从使用条件来看：涡轮喷气发动机多用于歼击机上，其飞行M数均大于1，有的已达到1.5~2以上，此时进口冲压的增温可达 $67^{\circ}\text{C}\sim 89^{\circ}\text{C}$ ，因之进口温度较高。如果在10,000米高空飞行， $T_{\infty} = -50^{\circ}\text{C}$ ，此时进口温度为 $+17^{\circ}\text{C}\sim 39^{\circ}\text{C}$ ，是不会结冰的。反之涡轮螺旋桨发动机的飞行速度较低，每小时为600~900公里，进口速度冲压增温约为 $13^{\circ}\sim 30^{\circ}\text{C}$ 。在6000~8000米的高空飞行时，进口温度可能低于 0°C 。

从使用高度来看：涡轮喷气发动机一般使用高度已达12000~15000米以上，此时大气温度已达 -60°C ，在此情况下液态的水已十分稀少了，因此不会产生结冰。而涡轮螺旋桨发动机使用飞行高度通常在4000~8000米之间。在这一高度范围内，大气温度在夏季为 $-10^{\circ}\text{C}\sim -30^{\circ}\text{C}$ ，是较容易结冰的温度。此外从云层来看，最易产生结冰的积雨云、层积云和浓积云的高度，在夏季可达8000~10000米，而冬季也有3000~5000米，这些都使涡轮螺旋桨发动机结冰的可能性增大。

其次从对发动机的危害来看：涡轮螺旋桨发动机中结冰不但影响发动机的工作——有时会使效率下降30%——而且也会影响到螺旋桨的工作。据某螺旋桨试验，因结冰其效率下降了

14%，因之在同样功率下使飞机的飞行速度损失了28%。螺旋桨结冰引起不平衡力也是很大的，这一点是涡轮喷气发动机所没有的。

最后从使用要求来看：涡轮螺旋桨发动机多半使用于民航机，这不但对飞行的安全性要求很高，而且要求它使用的地区很广，使它能在热带、寒带、赤道、海洋……等气候条件下使用。这些都要求对涡轮螺旋桨发动机的防冰给以应有的重视。

涡轮螺旋桨发动机防冰的重要性也可以由英美等资本主义国家进行的试验研究工作中看出。所有主要使用中的涡轮螺旋桨发动机都进行了飞行和地面的防冰试验。值得指出的是类似的试验在涡轮喷气发动机中并不多见。

§2 涡轮螺旋桨发动机防冰系统的类型及其使用

1. 对防冰系统的要求：

1) 保证可靠的防冰。防冰的方法基本有两种：一种是将进入发动机的全部空气加温到 0°C 以上；另一种是只将发动机与湿空气相冲击的冷表面加温到 0°C 以上；也可以采用喷射液体的方法，使水的冰点降低来防止结冰。

2) 防冰系统要效率高而消耗能量少。这一点也是保证涡轮螺旋桨发动机经济性好所必须的。因此通常不采用加温全部空气的方法，因为这样会消耗大量的能量。此外在设计防冰系统时，应尽量不采用连续作用系统，因为一般需要防冰的时间只占发动机使用寿命的5%，所以最好是在需要防冰时再将它打开。为了减少能量的消耗，也可以将原来就需要冷却的介质——如滑油回油——通向需要加温的表面来做加温的介质。这一方法也得到了广泛的使用。

3) 结构简单、重量轻。不能因为安装了防冰系统而使发动机过于复杂或重量显著增加。为此，以附加燃烧室或入口换热器来加温进气的方法没有被采用。同样，由于喷射液体和电热加温全部进气的方法会使发动机的重量增加，所以也没有采用。根据试验可知，如果用电加温一个流量为45公斤/秒的轴向式压气机，使其不结冰，所需的功率为67瓩，而且重量会增加45公斤左右。

4) 作用灵敏、操纵方便。在需要防冰时，最好能自动接通防冰系统或发出信号，使驾驶员能接通系统。加温介质的流量最好能调节，以保证既能充分加温表面，又能经济合理，消耗能量少。

2. 各类型防冰系统在涡轮螺旋桨发动机上的使用。由上述对防冰系统之要求可知，最好采用表面加温的方法。加温表面可以用热空气、热滑油或电阻丝片。表2是这几种加温方法在英、美、法一些主要的涡轮螺旋桨发动机上应用的情况。从表中可见：热空气加温法获得了最广泛的使用，特别是进口导流叶片，几乎全部是用热空气加温的。但在一些低增压比、小流量的涡轮螺旋桨发动机上采用了电热法或滑油加热法。利用回油来加温的方法也获得了广泛的应用。

以下将分别叙述几种类型的防冰系统在涡轮螺旋桨发动机上的应用情况。

表2: 英美渦輪螺旋槳發動機防冰系統類型一覽表

p12

發動機名稱	發動機參數			各表面防冰方法				引出熱空氣的地方	防冰系統之操縱與調節方法	備註
	流量 (公斤/秒)	壓氣機級數	增压比	進氣道, 進口	支柱	進氣道內外壁	進口導流叶片			
意蘭德	14	軸-10	7		熱滑油之回油	內壁用漆澱回油, 外壁同左	熱空氣	壓氣機第四級		
蓋茲爾	7.2	軸-11	6.37			熱滑油	熱空氣			
達特	9	高-2	5.5	電阻絲片電熱法		圍繞在外壁滑油箱內之熱滑油			自動操縱, 但由駕駛員打開	
曼巴	8.4	軸-10	5.35		Spraymat式電阻絲片電熱法					
雙曼	16.8	軸-10	5.35							
普蘭	18	雙軸低-6 高-9	13		熱空氣		熱空氣	壓氣機後		
奧利安	39	雙軸低-7 高-5	10		除最下方1根外均用熱空氣	外壁熱空氣, 內壁熱滑油	熱空氣	壓氣機		
普魯克斯	20	混軸-12 高-1	7.2	由熱交換器來之熱空氣			熱空氣	防冰口	連續式的系統。	
派路斯特	3.3	高-1	4.12			在進氣道兩側滑油箱內之熱滑油			油箱即為防冰用。不需操縱	
透默	3.3	高-1	4.12						同上	
T34	29	軸-13	6.7		上面4根熱空氣 下面2根熱滑油	熱空氣	熱空氣	減壓器	由信號器通知駕駛員開啟後自動調節	
T53	4.9	混軸-5 高-1	5.7		上面3根熱空氣 下面2根熱滑油	熱空氣	熱空氣	廢心絞出口	T-53—L-1上用指示器自動控制; L-3上則沒有	
T55	9	混軸-7 高-1	6		同上	同上	同上	同上		
T58	6.1	軸-10	8		熱空氣					
T56 艾利森501型	14.5	軸-14	9.25		熱空氣	熱空氣	熱空氣	減壓器		

3. 利用热空气来加温发动机结冰表面的防冰系统。这是最常见的系统。通常是将压气机出口的热空气引到进口导流叶片、支柱或进气口内来加温的。也有由换热器引来热空气加温的,但比较少见。采用前者的涡轮螺旋桨发动机有苔茵、奥利安、T53、T55、T56、T58等。采用后者的涡轮螺旋桨发动机是普鲁姆。以下将以几台典型涡轮螺旋桨发动机的防冰系统为例,说明其应用情况。

1) T53: 该发动机的防冰系统是根据军事部门及民航局 CAB(Civil Aeronautics Board)所提出的要求设计的。其要求见图1。图1示出,在一定的含水量、气温及云量情况下,使用防冰系统的条件,同时要求使用防冰系统时,使发动机的功率损失或耗油率增加均不得大于5%。

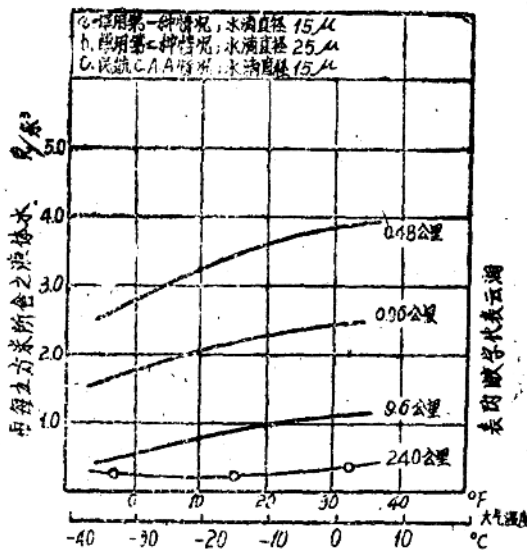


图1. 对T53指定积冰之大气条件

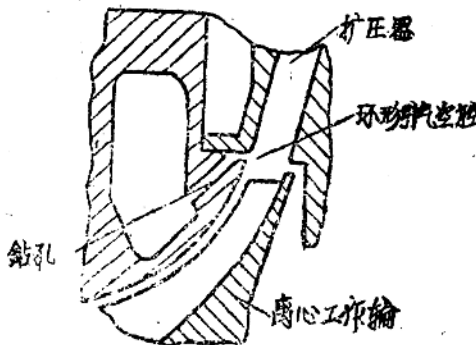


图2. 热空气从离心级外缘引出的方式

一定的加热。

为了使进气道的内外壁也得到一定的加温,发动机的内进气机匣也是空心的,并通入热空气。此外,图4、5示出,在内(T53—L—1型)外(T53—L—3型)的集气器亦可用来加温内外壁。

除了用热空气加温的支柱外,在下方的两根支柱是依靠热的滑油回油来加温的。

为满足此要求,发动机采用了热空气加温的防冰系统。从混合式压气机离心级的外缘均匀的引出热空气(以免在燃烧室内产生局部过热)使之导入集气腔,如图2示。引出的空气量为总流量的1.5~2%。

热空气由集气腔经一调节阀后,被导向三根用热空气加热的支柱及进口导流叶片。由于进口导流叶片数目多,散热面积大,所以需要的热空气量就多(约占全部引出空气量之60~70%)。其引气系统如图3。图内是T53—L—3的系统。T53—L—1的系统有所不同,它是由4条平行的通路组成的,其中一条通往进口导流叶片,而其它三条则通向各支柱。

空气引入支柱的方案如图4、5所示。为了使热空气流过前缘时能加速流动,支柱内均装有折流器。

同样在各导流叶片内也设有折流器。图6表示用钎料冲制的空心导向叶片,与内外环联结后,其中插入折流器。折流器上端用一钎料环将它的一部分盖住,如是依靠折流器即将整个导向叶片内通道分成三部分,并使有较多的热空气流过前缘。折流片由上向下变狭,而且和壁间有一定间隙,这也就允许有部分热空气流过靠近最大厚度部分的内壁,使这一区域也得到

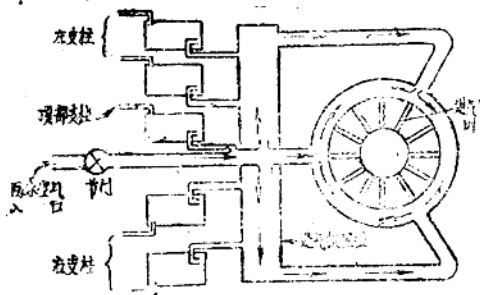


图3. T53-L-3的防冰空气系统图

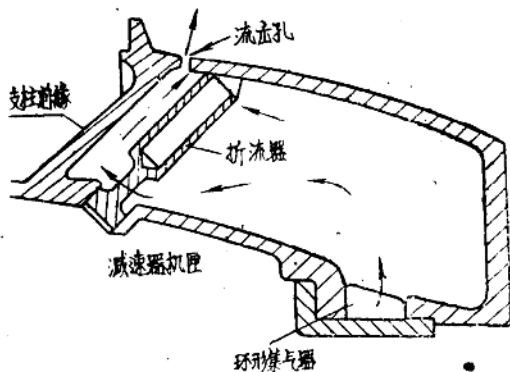


图4. T53-L-1支柱内的空气路

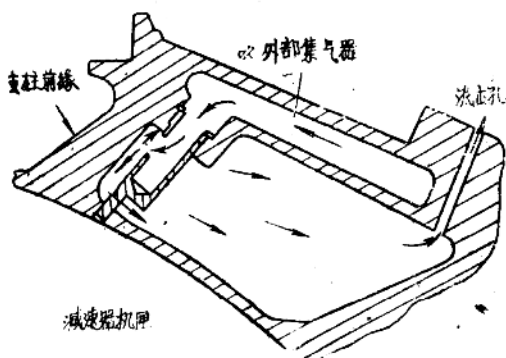


图5. T53-L-3支柱内的空气路

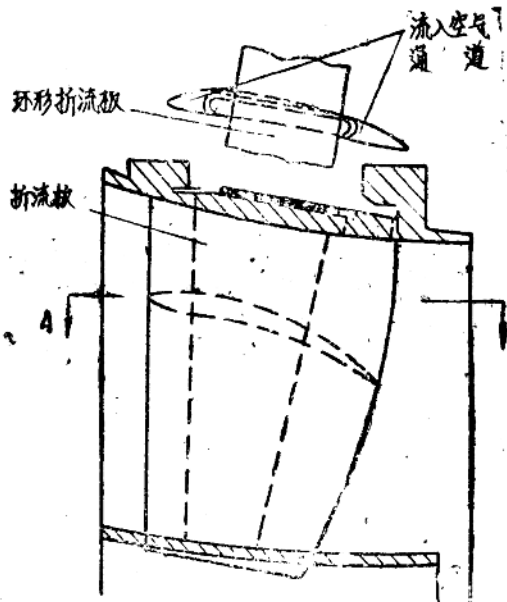


图6. T53的进口导流叶片

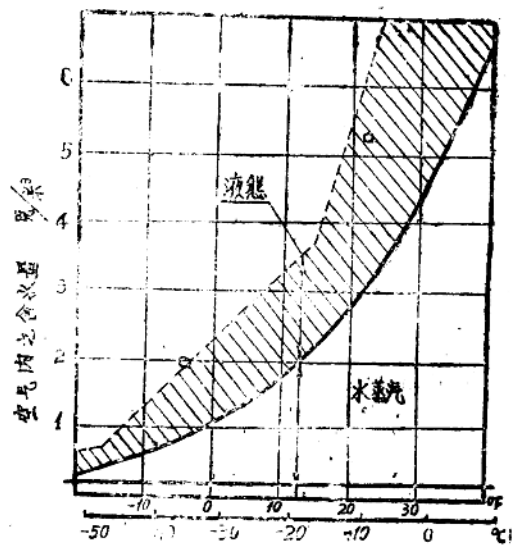


图7. T53防冰系统的作用

采用这样的系统后，据称发动机能可靠的防冰。在发动机地面空转时，系统仍能保持高于 14°C 的温度，这样就可以避免地面结冰。

在飞行中的作用如图7所示。图内阴影部分指出加热使结冰变为水的区域。

2) 奥利安发动机：也是用引自压气机的热空气进行防冰的。如图8示。

由压气机引来的热空气用导管①引入环形腔②，由此再经空心进口导流叶片③，流入内环腔④，这就加温了内、外环及进口导流叶片，由内环腔④以两个孔⑤和接近水平的两个支柱连通（见A—A截面）。热空气进入此两空心支柱后，由其前缘的钻孔⑥流至进气机匣外套⑦和进气机匣外壁所形成的环腔中。外套是由不锈钢材料冲制的，除了安装有滑油泵的最

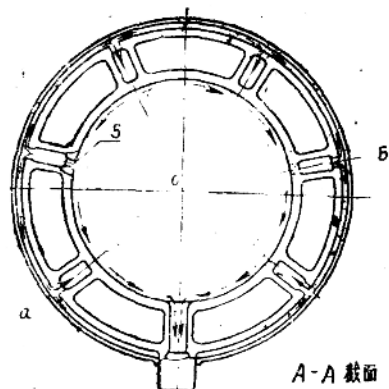
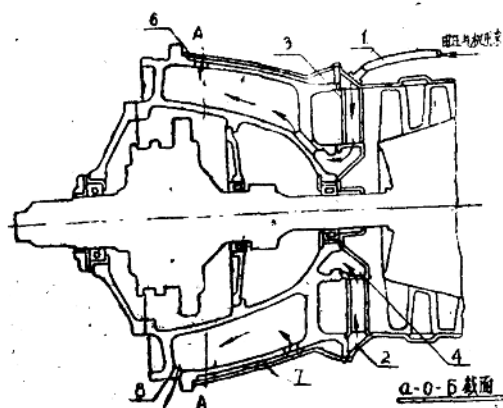


图8. 奥利安发动机之防冰系统

低部外，它包围在整个进气机匣之外。这样可以使整个外壁得到良好的加温。但会使重量增加不少。热空气经此环腔后，沿外壁流到其余四根支柱后部的孔中。由此处流入此四根支柱。在加温这些支柱后，再由前部各孔⑥流到发动机外。

进气机匣内表面是用冷却减速器齿轮齿面的热滑油来加温的；同样原因，用以回油的最下方的支柱也不须通入热空气，直接靠回油之热量来加温。

3) 普鲁姆斯发动机：进口导流叶片是用热空气来加温的。由压气机引出的热空气经过一个开关后进入进口导流叶片内。进气口的加温则不同。此处是用燃气和空气的混合气来加温的。从涡轮两个转子之间引出的高温燃气经涡轮机匣外的集气环（如图9）后，以导管经一自动调节阀门引入换热器，在此和冷空气混合后被导至进口。自动调节阀门是感受温度的，它可以保证混合气的温度为 185°C ，引气系统是连续作用的。引入气流量在巡航状态下约为1.5%。为防止在此系统出故障时燃气泄漏，系统内有一限制装置，它可以在发生事故时迅速关闭整个系统。

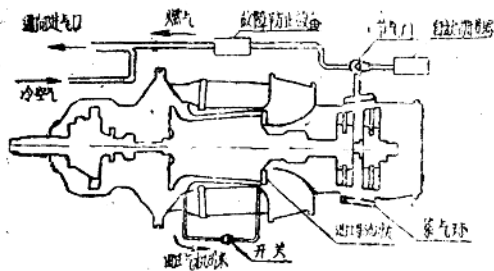


图9. 普鲁姆斯之防冰系统

总的看来，由压气机中引出热空气来加温表面的防冰系统的优点是：结构简单，操纵方便，不会使重量增加很多，使用安全可靠，便于检修和维护。

但是它也有些缺点，如：从压气机引出空气会破坏流场，使效率降低。管道系统设计比较复杂，否则就不能保证各表面都得到相应的加温。特别是对于低增压比的发动机而言，它的使用受到一定的限制。可以从压力及温度两方面来看这一问题：

力及温度两方面来看这一问题：

① 压力方面：当由增压比低的发动机引出空气时，由于压力较低，就不易克服细狭的管道的阻力而流到所需加温的表面。为减少压力损失，就必须放大各个通道的尺寸；有时这是十分困难的，如在进口导流叶片外，这些表面是不易充分加温的。即使可能加大尺寸，则一方面会使气流消耗量增加，使发动机效率降低，另一方面也会使气流流速减小，增加散热量，这都不合乎防冰系统的要求。

② 温度方面：增压比较低的压气机，增温也较低。其关系曲线如图10所示。由图10可以

看出,当增压比为4.12时,压气机末级空气温度仅为 186°C ,这并不比回油温度高多少。如果用这种空气去使加温表面达到一定温度,就需要大量的空气,这对效率及换热而言都是不利的。反之增压比为6~9时,压气机末级气温已达 $245^{\circ}\text{C}\sim 314^{\circ}\text{C}$,引出这些空气来加温是十分充分可靠的。

由此可见,低增压比的发动机一般不采用这种防冰系统。引出燃气是不利的,因为它会腐蚀铝合金机件,所以通常不采用。

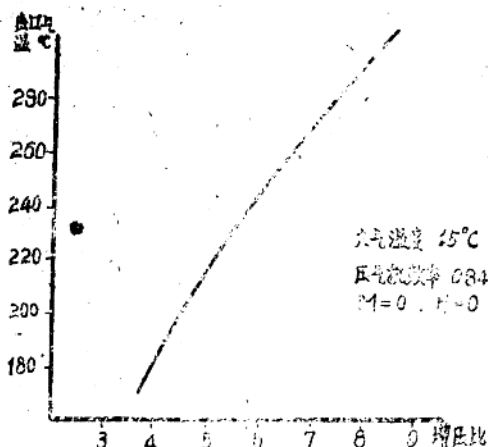


图10: 压气机出口温度和增压比之关系。

利安等发动机。

2) 利用滑油箱内的热滑油来加温进气道。如派路斯特、透默等小型发动机。它有叉式的进气道,如图示。滑油箱安放在进气道两侧,依靠油箱内的热滑油使机匣加温,同时进气也就冷却了滑油,所以发动机上没有专门的滑油散热器。

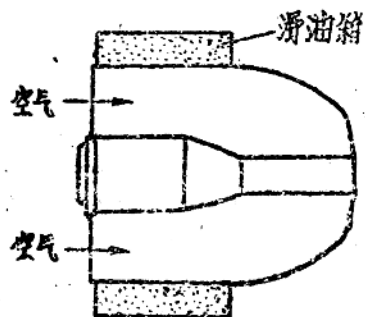


图11: 叉式进气道及其滑油箱之位置

达特发动机的进气道也是用此方法防冰的。进气道四周是一个铸成整体式的滑油箱,以滑油热量来加温进气道。与前两者不同之处在于,由于此处散热情况不好,而须要散热的滑油流量较大,因之发动机上有专门的滑油散热器。

3) 利用强制循环的滑油——散热系统来加温支柱及进气道。这种系统曾用在意大利发动机上。在该发动机上除将热空气(由压气机第四级引出)通至空心进口导流叶片及靠波溅滑油加温进气机匣内壁外,还设有防冰——散热回油系统。涡轮及压气机轴承的回油用旋

板式回油泵抽回,然后流经离心式油气分离器,由此回油被导管引至支柱前缘(见图12)。加温支柱后,滑油进入围绕进气道外壁的8个滑油散热套(见图13)。在此处滑油经过散热后流回滑油箱,而外壁得到加温防冰。

盖兹尔发动机上也是用滑油来加温进气道内壁的。

采用滑油加温系统的优点是:经济性好,不须消耗额外功率,同时使滑油散热;可取消滑油散热器或减小它的体积及重量。然而这一系统也存在如下的问题:

①回油温度不够高,不能保证各表面充分的加温。②回油压力低,而且滑油比空气粘滞

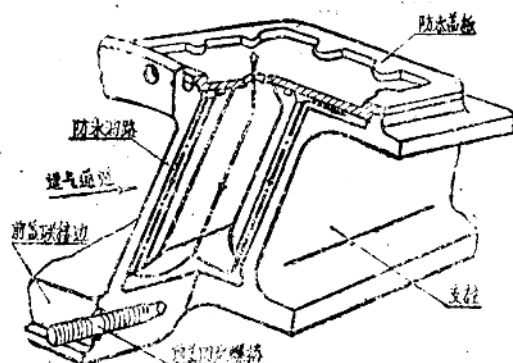


图12. 支柱防冰油路

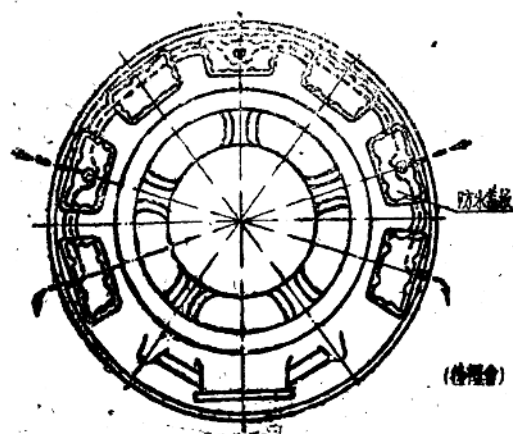


图13. 滑油在防冰——散油腔内的流动
(由发动机后向前看)

壁上采用的是“循环加热法”。对于前者，当防冰系统一經接通就不斷的加温，这样可以避免在其上面結冰。但由于不斷加温，所以消耗能量較多。后者是在接通防冰系統后，間断的、循环的供給电阻絲片以电流，也就是說它允許在防冰系統断电的时候，在表面形成一层很薄的冰。当再次开始加温时，就把冰层与发动机表面接触的表层溶化，积冰就从表面上剝落而被吸入发动机內。这样，由于不須要溶化全部积冰，同时已經形成的冰层起着良好的絕热作用，因之加热所需能量大大减少。比連續加热法需要的能量减少90%。达特发动机中，防冰系統使发动机功率只損失2~2.5%。

电流是由裝在附件机匣上的飞机用三相交流发电机供給的，电压为208伏。供电循环的週期借時間繼电器根据大气温度及結冰情况自动調节，使循环加快或放慢，并可在一較长的時間內保持一較低的温度。

电热法防冰系統的优点是：重量輕，体积小；可以保证加温表面充分加热到指定温度，易控制和調节到最有利的数值，因而消耗的能量少，經濟性好。

缺点是：工艺比較复杂，成本昂貴，需要专用设备及技术才能制造；需要可靠的絕緣以及保护层才能避免漏电或被外物損伤；有时此系統还会干扰无綫电通訊，这也是不利的一面。由此看来它还没有达到很完善的地步，但可以認為这是一种有发展前途的防冰方法。

性大，所以不易流过縫隙、小孔等通道，防冰效果不好。③滑油系統和空气、燃气須隔开，所以采用此种系統必須可靠的封严，否則滑油消耗量会增加，这也使系統的安排困难。④起動及地面状态防冰效果不好。由此可见，最好用它作为輔助的防冰系統。如果用它作为主防冰系統，对有些表面的加温，如进口导流叶片等，实际上是十分困难的。

5. 利用电热法加温发动机結冰表面的防冰系統。这类系統是利用一些电热片（通常是采用电阻絲片）粘在需要加温的表面上通过电流使之生热防冰，这种方法用于曼巴、双曼巴、达特等发动机上。电阻絲片通常是用夹在橡胶、松香或塑料纖維內的金属导綫或金属箔制成的。經驗指出：它們的厚度越薄，加热越好。并且当金属箔为复盖层厚度的2.5倍时，有最好的热效应。目前在試驗室中可得到复盖层的厚度約为0.127毫米。但工业生产中的复盖层厚度一般为0.3~0.38毫米。电热片是用特种胶貼合在需加温的表面上。值得注意的是，在此处采用了两种不同的加热方式。在进气口边缘上的一圈是采用所謂的“連續加热法”，而在进气道內

§3. 螺旋槳的防冰:

上边已經介紹了发动机的防冰系統,但是,渦輪螺旋槳发动机上还安有螺旋槳,这也是渦輪螺旋槳发动机的防冰系統与渦輪噴气发动机不同之点。

1. 螺旋槳結冰的情况 螺旋槳上的積冰多半是由于扰动过冷却水滴形成的。由于它以高速旋轉,所以相对速度很大,結冰的情况很严重。在整个槳殼、槳叶上,結冰是不均匀的。冰首先積結在槳殼上,然后凝結到槳叶上。由于空气的摩擦使相对速度較大的叶尖增温較高,所以結冰由槳殼向叶尖逐漸减少。結冰的不均匀性引起很大的不平衡力,如螺旋槳轉速为1200轉/分,在0,914米处,0,225公斤的結冰就会造成328.5公斤的不平衡力。在不平衡力的作用下引起剧烈的振动,并会使机件损坏。螺旋槳結冰后,就会破坏其气动外形,使螺旋槳效率降低,阻力增加。

2. 螺旋槳防冰的方法:

1) 液体喷射法:这是在早期使用較多的方法。在防冰系統打开后,一种酒精与甘油的混合物就借螺旋槳之离心力甩出,并散佈到整个槳叶上。甘油使酒精和槳叶表面粘合,而酒精的冰点很低,它与水混合后就会使水的冰点降低。这种系統的主要缺点是:重量較大,需携带防冰液,从而增加结构的复杂性,因之在渦輪螺旋槳发动机上很少采用。

2) 利用热空气加温螺旋槳:方案如图14所示。由于需要消耗較多的空气,所以沒有被采用。

3) 电热法:是目前正在使用中的方法。它也有两种:

① 内部电热法:采用在空心的槳叶中,如普魯斯发动机使用的是德·哈威兰公司的空心鋼質螺旋槳。为防止結冰,它上面有两組电热綫圈:一組圍繞在槳根内部;一組安放在槳叶內腔中,并向外延伸到約 $\frac{1}{2}$ 翼展处(見图15)。电热綫圈安放在槳叶內可不影响其气动外形,使之保持良好的翼剖面形状。

② 外部电热法:电热片是粘在槳叶的外表面上,如达特及苔苜发动机采用的螺旋槳。在此螺旋槳中,防冰鞘被胶合在槳叶的前緣如图15所示。

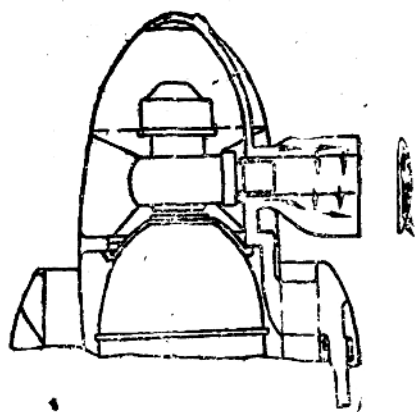


图14. 利用热空气加温螺旋槳的方案。

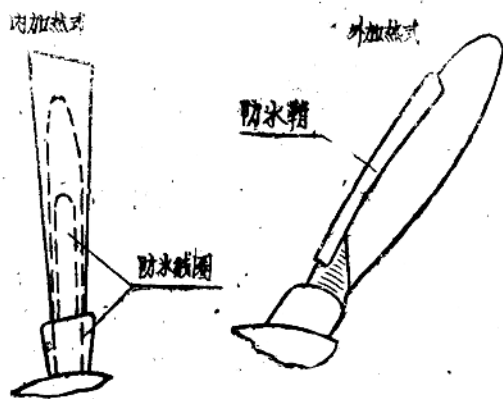


图15. 两种螺旋槳电热防冰的方法。

防冰鞘是由电热片制成的。电热片由电阻絲与玻璃纖維或石英絲交織而成。在織物中电阻絲是它的部份緯綫,而經綫是直径为0.25毫米的玻璃纖維。在早期織物中的电阻絲是与槳

叶前缘平行的，但在工作中发现这样的电阻丝易于因浆叶的挠曲而折断。因此，目前在织物中电阻丝是从叶根呈锯齿形向外伸展，而且锯齿的节距向外越来越小。这种织物可以有效的抵抗变形。为了保证均匀加热，电阻丝及玻璃纤维的直径须严格控制。在织物织出后需进行目视及电阻检查，而且其长、宽也必须十分准确。电热片织好后，便被送到防冰鞘装配线上，在此它的内外均复盖以一层含有摩涅尔合金纤维的塑料Neoprene纤维织物，以使其绝缘并免于砂石的损伤。它们用一硫化过程在模型内成型烧干。再经X光检验，校正电阻，在1.7仟伏下试验它的绝缘性。在电热片和浆叶之间电阻应该大于100兆欧。并要进行加温试验，检查有无气泡后，即可胶合到螺旋桨上。当然在这之前还要称量它的重量，以便决定所需平衡力矩的大小。

电流是经一滑环借三相平行星形联结的线路供给的。电源由飞机上的交流发电机（208伏400週）供电。加温也是采取循环加温法。在正常情况下一个完全循环在2~6分钟内完成。驾驶员根据结冰条件打开防冰系统后，它能自动调节其快慢。

桨毂整流罩也是用电热片来加温的。18块梯形的电热片沿径向胶合在整流罩的外壳上，它们的负荷是1.7瓦/厘米²，总消耗为2.7瓩；电流也是由上述滑环导入。类似的结构如图16所示。电热片是一圈圈胶合上的。

外部电热法防冰效果较好，但会影响翼型。为此在螺旋桨桨叶上最好能事先铣成凹型，以便在防冰鞘胶上后，使之能符合完整的翼剖面形状。

电热防冰系统的优点前已叙述，在螺旋桨上也是一样。与液体喷射法比较：使用在一架装有四台发动机的飞机上，四叶螺旋桨以巡航状态工作12小时，而防冰系统使用时间为5%时，其防冰系统的重量为：

液体喷射法..... 100公斤

电热防冰法.....65.3公斤

可减少34.7公斤。如巡航时间为6.5小时，则两者的重量就接近了。



图16. 桨毂整流罩之防冰装置

§4. 防冰系统的调节与控制

调节和控制防冰系统目的在于：在结冰的大气条件下自动接通或通知驾驶员接通防冰系统，而在接通防冰系统后又能根据所需的流量来调节整个系统所需加温介质的多寡。这种系统应该简单可靠，而且工作比较灵敏。

关于电热系统的控制和调节前面已经叙述过，下边只介绍引入热空气加温系统的调节与控制方法。

1. T53发动机：在直升机用T53—L—1、T53—L—5上安装有结冰指示仪，用它可自动接通防冰系统。但在T53—L—3涡轮螺旋桨发动机上，则是由驾驶员来接通的。结冰指示仪系一借测量进口总压来工作的系统。为了使其指示正确，安装它的测量头须放在结冰可能性最大的地方，测量头须正对着这些表面，但须与其绝热。此外测量头安装处的空气速度越高越好，其安装如图17示。

T53的空气路在工作中是不可调节的，但系统中的开关也就是一个调节阀，可以在流量

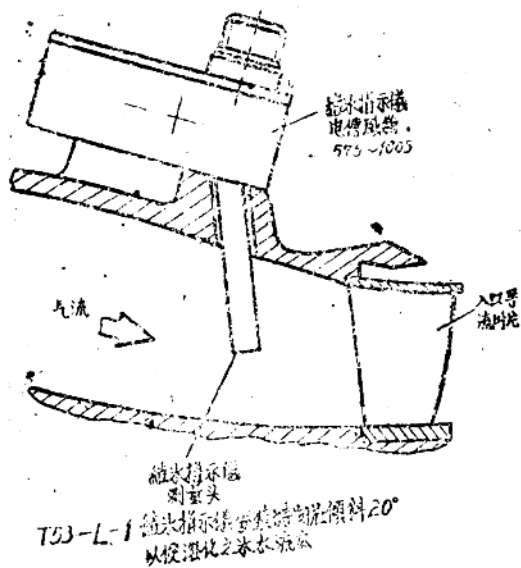


图17: 结冰指示仪之安装

过大时减少流通截面积。虽然它不能保持气流量为常数，然而可以补偿由于热空气通道不同所形成的差别，而使从发动机中引出的热空气流量都有相同的数值。

2. T 34发动机：热气流流量是可调节的。防冰活门和防冰管路装在一起。活门内壁装有由金属制成的双金属圈。当温度增高时，双金属圈膨胀使活门关小以减少空气流量。当温度为 22°C 时，流过的空气量最大，而当温度升高至 29.4°C 时，允许通过的防冰空气量最小。这样，就可以根据温度的变化自动地调节防冰用空气的流量。

防冰空气活门的开关由电动机带动。当碰到结冰情况时，驾驶员按按钮即可打开开关，使防冰空气流过，其系统如图18所示。

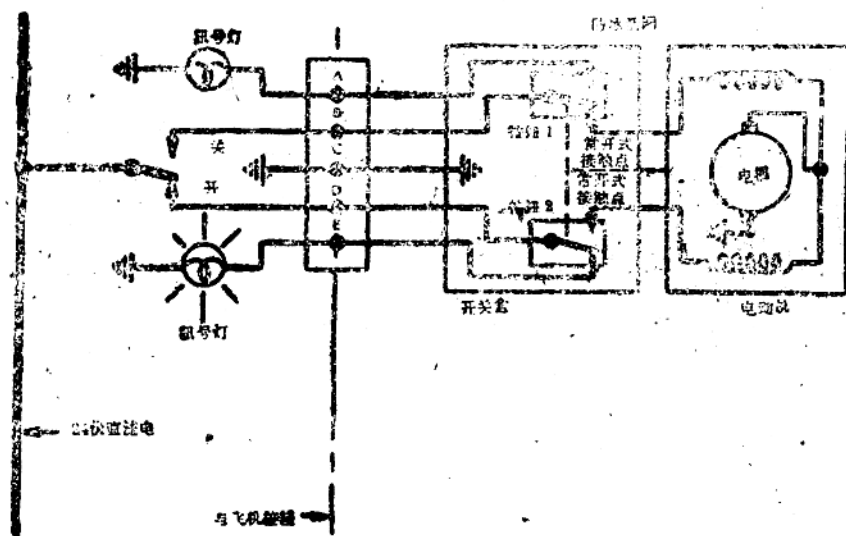


图18. T34防冰系统控制路线图

§ 5. 防冰系统的试验

防冰系统设计是否完善最后必须由试验来检查。通常采用两种试验方法：试车台试验或飞行试验。前者可以是在十分寒冷的地区进行，如英美通常在加拿大，冬季可达 -25°C 或者在高山山顶上、高空模拟试验室、冷室、冰风洞内进行。如T 53和普鲁姆等发动机均进行过此种试验。

另一种是飞行试验。它也可以分为两种：一种是在结冰的气候条件下进行飞行试验，如达特502曾装在“子爵”式飞机上在1500~3000米高度上进行过10小时的结冰试验；另一种是在易结冰的天气里飞行，普鲁姆曾安装在“不列颠”式客机上，进行过这种飞行试验。

为了观察其进口结冰的情况，在机舱中还安装了电视设备及自动摄影机。艾利遜501—D13也曾安装在图波——林勒飞机上进行过螺旋桨防冰试验，据说其损失仅为4%。

由于自然界的结冰气候条件不是能经常遇到的，有时遇到了也不一定结冰。所以采用人工模拟结冰条件来进行防冰系统试验的方法被广泛采用。图19示出奈得发动机在林格里飞行试验室上进行此种试验的情况。发动机安装在飞行试验室鼻部。有一枝状喷水管在其前面喷水以造成结冰条件。其详图如图20所示。



图19. 奈得发动机的防冰试验

意兰德发动机的防冰系统也是采用同样的方法来试验的。图21示出安装在瓦塞提飞机上进行试验的喷水装置。普鲁姆勃斯发动机曾在“大使”型飞行试验室上进行过此种试验。同样曼巴发动机也在飞行试验室上进行过防冰系统的试验，如图22所示。



图20. 奈得发动机防冰试验的喷水装置

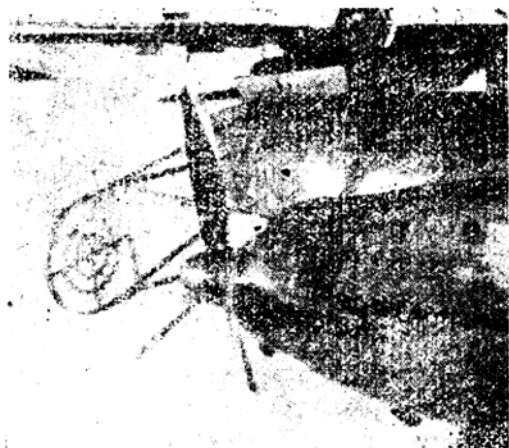


图21. 意兰德发动机防冰试验的喷水装置



图22. 曼巴发动机在进行防冰试验

图23为采用喷水模拟结冰条件来进行直升机试验的情况。试验构架高度约为17米，其上装有161个喷嘴，以便喷出雾状的水点来模拟结冰条件。

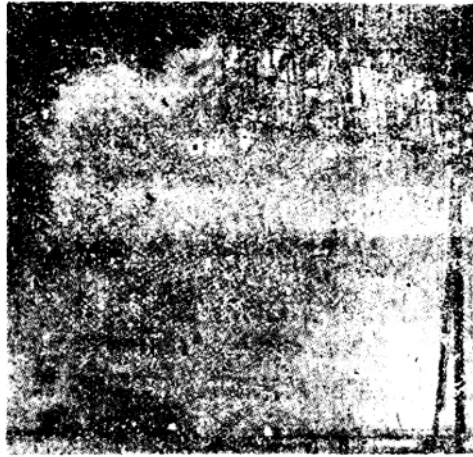


图23. 直升机结冰试验

参 考 资 料 目 录:

1. How the Anti-Icing System was developed. SAE, J 1959. May.
2. Discussing De-Icing. Flight, 27, June, 1958 p885
3. Propeller De-Icing. Flight, 1 March, 1957, p283
4. Helicopter Icing Research. Flight, 23, May, 1958. p717.
5. Icing problems. N.A.C.A. TR 52, 53, 54.
6. Icing of gas Turbines. Flight, 11, Sept. 1947.
7. Power for Britannia. Aeroplane, Feb. 1957.
8. Rolls-Royce Dart Aero Engine: Maintenance Manual.
T.S.D publication 262. R. N. Co.
9. 美国 T 34 涡轮螺旋桨发动机。国际航空 1958 年 9 期
10. 英国 意兰德 涡轮螺旋桨发动机。国际航空 1958 年 7 期
11. Ten Thousand Test Flights. Flight, 5, Apr. 1957. p455-7
12. Proteus 在高湿度条件下之试验。Э-И. 1956. АДС- 03122