

# 国外飞机 环境控制系统手册

王恒斌 张宝霖 编

航空工业出版社

633798

V24-62/02

# 国外飞机 环境控制系统手册

王恒斌 张宝霖 编

HK43/26



C0222490

航空工业出版社

1986

## 内 容 简 介

本手册介绍了国外74种军、民用飞机环控系统的工作原理及性能,分析了系统的设计特点,简述了与系统设计有关的飞机和发动机性能数据,还附有飞机三面图和系统工作原理图。

本手册可供从事飞机环控系统研究、设计、制造、维护工作的工程技术人员参考。对航空工业、科研部门,民航,部队,院校有关专业的同志也是一本有益的参考书。

### 国外飞机环境控制系统手册

王恒斌 张宝霖 编

---

航空工业出版社出版

(北京市安定门外北苑大院2号)

新华书店北京发行所发行

航空工业出版社印刷厂印刷

---

1986年9月第1版

1986年9月第1次印刷

787×1092毫米 1/16

印张: 18 1/2

印数: 1—1,500

字数: 612千字

统一书号: 17448·2

定价: 5.20元

## 前 言

飞机环控系统是保障飞机乘员和旅客安全、舒适，为机上电子设备提供正常工作环境条件的设备。现代飞机和航空电子设备的发展推动了飞机环控系统技术的进步。为系统地了解和认识国外飞机环控技术的发展，总结和借鉴先进的环控系统的设计思想，以推动我国在这个技术领域的发展，编写了这本手册。

目前国内外尚未出版过类似的手册。编写过程中，感到参考资料不足，数据不全，搜集到的系统原理图不规范、不完整。为此，编者对所搜集的资料进行了认真的分析研究，并重新绘制了系统原理图，力求内容完整、准确。

本手册共收集了74种军、民用飞机的环控系统。每种飞机的系统介绍基本都包括三部分：1. 飞机概况：它介绍了飞机背景、与系统有关的飞机和发动机性能数据，并附有三面图；2. 系统工作原理、性能及原理图；3. 系统设计特点。附录为74种飞机环控系统概况一览表。

苏家珉同志对全书作了审阅，特此致谢。

由于编者水平有限，资料搜集工作又受到某些条件的限制，因此手册错误和不妥之处在所难免，敬请读者批评指正。

编 者

一九八五年十月

# 目 录

<p>1. F-101超音速战斗机 (美国) ..... (1)</p> <p>2. F-104超音速战斗机 (美国) ..... (4)</p> <p>3. F-105战斗轰炸机 (美国) ..... (8)</p> <p>4. F-111战术战斗机 (美国) ..... (12)</p> <p>5. F-4战斗机 (美国) ..... (18)</p> <p>6. F-5E战术战斗机 (美国) ..... (22)</p> <p>7. F-14战斗机 (美国) ..... (25)</p> <p>8. F-15战斗机 (美国) ..... (29)</p> <p>9. F-16战斗机 (美国) ..... (32)</p> <p>10. F-18战斗机 (美国) ..... (36)</p> <p>11. A-3舰载攻击机 (美国) ..... (40)</p> <p>12. A-5舰载攻击机 (美国) ..... (43)</p> <p>13. T-46A教练机 (美国) ..... (47)</p> <p>14. U-2高空侦察机 (美国) ..... (50)</p> <p>15. P-3反潜机 (美国) ..... (53)</p> <p>16. S-3A反潜机 (美国) ..... (56)</p> <p>17. 米格-19歼击机 (苏联) ..... (62)</p> <p>18. 米格-21歼击机 (苏联) ..... (65)</p> <p>19. 米格-23歼击机 (苏联) ..... (68)</p> <p>20. “鹞”垂直/短距起落战斗机 (英国) ..... (69)</p> <p>21. “幻影” III战斗机 (法国) ..... (74)</p> <p>22. “幻影” 2000战斗机 (法国) ..... (78)</p> <p>23. “美洲虎” 攻击/教练机 (英、法) ..... (81)</p> <p>24. B-52轰炸机 (美国) ..... (85)</p> <p>25. B-57轰炸机 (美国) ..... (88)</p> <p>26. B-58超音速轰炸机 (美国) ..... (92)</p> <p>27. B-1 超音速轰炸机 (美国) ..... (95)</p> <p>28. 图-16轰炸机 (苏联) ..... (98)</p> <p>29. C-130战术运输机 (美国) ..... (102)</p> <p>30. C-5A 远程军用运输机 (美国) ..... (106)</p> <p>31. “伊列克特拉” 旅客机 (美国) ..... (111)</p> <p>32. 康维尔-880旅客机 (美国) ..... (116)</p> <p>33. 康维尔-990A旅客机 (美国) ..... (121)</p> <p>34. MD-80 (DC-9超80) 旅客机 (美国) ..... (124)</p> <p>35. DC-10宽机身旅客机 (美国) ..... (129)</p> <p>36. L-1011宽机身旅客机 (美国) ..... (134)</p> <p>37. 波音-707远程旅客机 (美国) ..... (139)</p> <p>38. 波音-727中短程旅客机 (美国) ..... (147)</p> <p>39. 波音-737短程旅客机 (美国) ..... (152)</p>	<p>40. 波音-747宽机身远程旅客机 (美国) ..... (157)</p> <p>41. 波音-757中短程旅客机 (美国) ..... (162)</p> <p>42. 波音-767中远程旅客机 (美国) ..... (167)</p> <p>43. “那发乔” 行政机 (美国) ..... (172)</p> <p>44. 690A 行政机 (美国) ..... (176)</p> <p>45. SD3-30 运输机 (英国) ..... (180)</p> <p>46. 安-12 军用运输机 (苏联) ..... (183)</p> <p>47. 安-24 旅客机 (苏联) ..... (186)</p> <p>48. 安-26 运输机 (苏联) ..... (189)</p> <p>49. 伊尔-18 中程旅客机 (苏联) ..... (193)</p> <p>50. 伊尔-62 远程旅客机 (苏联) ..... (198)</p> <p>51. “贝尔法斯特” 军用运输机 (英国) ..... (203)</p> <p>52. “彗星” 旅客机 (英国) ..... (207)</p> <p>53. “先锋” 中短程旅客机 (英国) ..... (212)</p> <p>54. “子爵” 短程旅客机 (英国) ..... (215)</p> <p>55. “三叉戟” 中短程旅客机 (英国) ..... (219)</p> <p>56. HS-748中短程旅客机 (英国) ..... (226)</p> <p>57. 超VC-10远程旅客机 (英国) ..... (229)</p> <p>58. BAC1-11中短程旅客机 (英国) ..... (232)</p> <p>59. BAe.146支线客机 (英国) ..... (235)</p> <p>60. “空中货车” 短程运输机 (英国) ..... (239)</p> <p>61. H.P.137轻型旅客机 (英国) ..... (241)</p> <p>62. DHC-6短距起落旅客机 (加拿大) ..... (242)</p> <p>63. DHC-7短距起落旅客机 (加拿大) ..... (245)</p> <p>64. DHC-8支线客机 (加拿大) ..... (247)</p> <p>65. YS-11中短程旅客机 (日本) ..... (251)</p> <p>66. F.28中短程旅客机 (荷兰) ..... (254)</p> <p>67. VFW 614短程运输机 (西德、荷兰) ..... (257)</p> <p>68. “协和” 超音速旅客机 (英、法) ..... (261)</p> <p>69. ATR-42支线客机 (法、意) ..... (266)</p> <p>70. A300B宽机身短程旅客机 (法、英、 西德、荷、西班牙) ..... (269)</p> <p>71. A310宽机身短程旅客机 (法、英、 西德、荷、西班牙) ..... (274)</p> <p>72. A320中短程旅客机 (法、英、 西德、荷、西班牙) ..... (275)</p> <p>73. 贝尔212直升机 (美国) ..... (278)</p> <p>74. VIP直升机 (英国) ..... (280)</p> <p>附录: 飞机及其环控系统概况一览表</p>
--	--

# F-101 超音速战斗机

美国 麦克唐纳公司

## 飞机概况

F-101是美国五十年代初为空军B-36轰炸机研制的超音速护航战斗机。由于B-52取代了B-36，美战略空军将该机转交给战术空军。主要型号有F-101A远程护航战术机、F-101B双座远程截击机、F-101C低空战斗轰炸机、RF-101A、RF-101C战术照相侦察机等。

### 外形尺寸 (RF-101A)

翼展	12.1 米
机长	21.1 米
机高	5.49 米

### 性能数据

最大平飞速度	M1.65
巡航速度 (11,000米)	M0.8-0.9 950公里/小时
实用升限	15,200米
航程 (M0.8)	3,238公里
最大起飞重量	21,300公斤

### 动力装置

发动机型号	J57-P-13(加力式涡轮喷气发动机)
台数	2台
单台推力	4,550公斤
加力推力	6,750公斤

### 首次试飞日期

1954年9月

### 服役时间

1956年

空调从两台发动机高压压气机最后一级引出高温压缩空气为驾驶舱提供空调和增压空气。高温压缩空气分成冷热两路，冷路经过冷却系统与热路空气混合进入座舱。

制冷系统为简单式空气循环制冷系统。从发动机引出的高温压缩空气首先通过由冲压空气冷却的热交换器进行初步冷却，再进入涡轮冷却器，压缩空气在涡轮里膨胀进一步降低温度变成冷空气。压缩空气膨胀的能量使涡轮高速旋转，带动同轴上的风扇旋转。当飞机在地面时，由于没有冲压空气流过热交换器，冷却系统就利用风扇排气在热交换器冷却空气出口的引射作用，使外界空气流过热交换器进行冷却。

冷却空气在进入热交换器前先经过盘管，冷却从发动机压气机引出的另一部分空气。这部分空气为抗荷服、机翼和外挂油箱、机身油箱和液压油箱提供增压或通风空气。还有一个从盘管上游引出的支管供给风档加热和除雨系统热压缩空气。

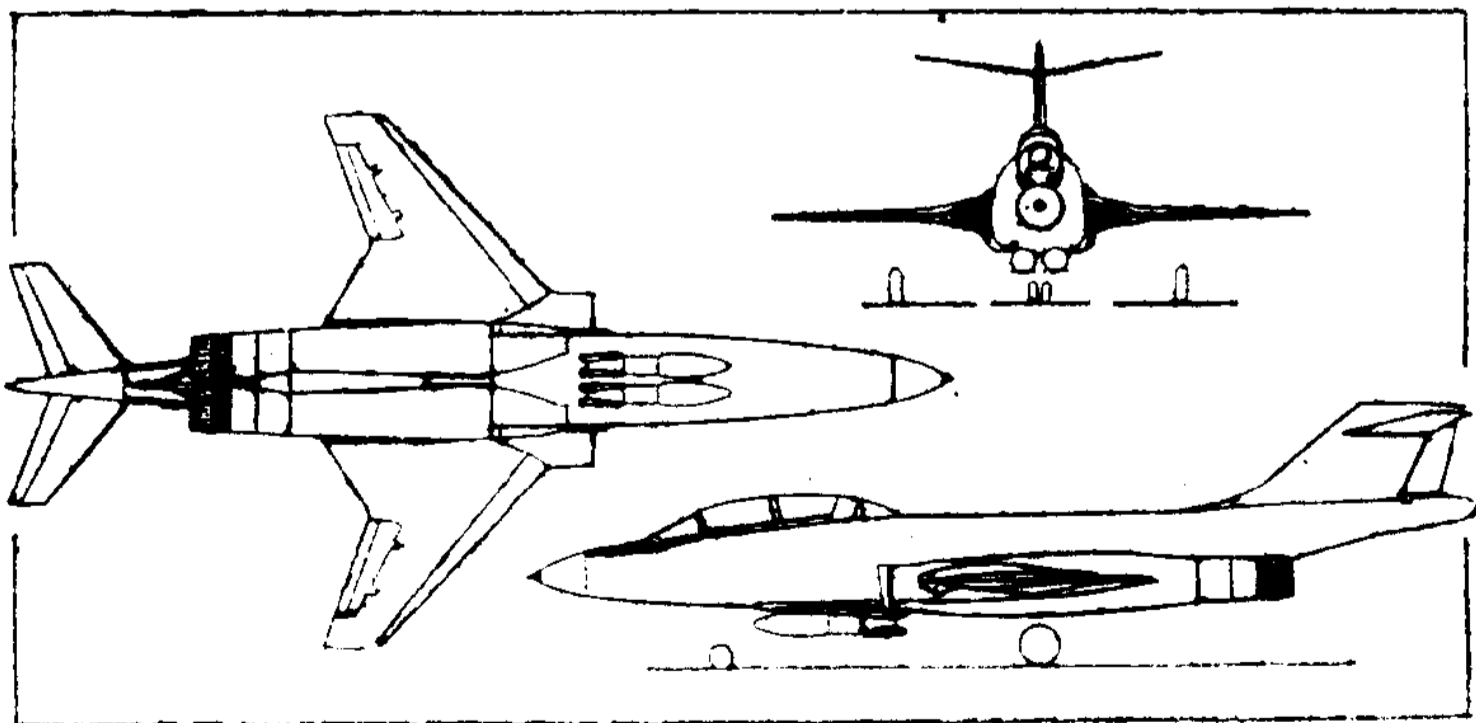
热路中未经冷却的发动机引气旁路热交换器和涡轮冷却器直接通过一个热旁路活门与冷却涡轮出口的冷空气混合。热旁路活门的位置决定了热路与冷路空气的混合比例。通过热旁路活门，温度得到调节的混合空气流入驾驶舱。流向驾驶舱的调节空气从风档和舱盖除霜喷管、脚部加温管和面部吹风口流入驾驶舱内。

利用空调系统空气进行座舱增压。座舱压力由安装在驾驶舱壁上的压力调节器自动调节。F-101飞机根据型号和用途采用两种压力制度。

## 系统说明

RF101战斗机环境控制系统主要包括驾驶舱空调系统、照相舱空调系统和风档与舱盖除霜、除雾和除雨系统。此外，从发动机压气机引出的空气还用于防冰，通风服通风，以及抗荷服、机翼油箱、外挂油箱、机身油箱和液压油箱的增压和通风等。

### 驾驶舱空调系统



RF-101 三视图

用于战斗轰炸型飞机的座舱压力有两种状态：“正常”和“战斗”。飞行高度低于8,000英尺(2,440米)时座舱自由通风，两种状态相同，座舱压力稍大于外界大气压力。在“正常”状态，飞行高度从8,000英尺到23,000英尺(2,440到7,100米)时，座舱高度保持8,000英尺(2,440米)。超过23,000英尺(7,100米)时，座舱压差保持5.0磅/英尺<sup>2</sup>(0.35公斤/厘米<sup>2</sup>)；在“战斗”状态，飞行高度从8,000英尺到15,000英尺(2,440米到4,570米)时，座舱高度不变，保持8,000英尺(2,440米)。超过15,000英尺(4,570米)时，座舱压差保持2.75磅/英寸<sup>2</sup>(0.19公斤/厘米<sup>2</sup>)。另一种压力制度只有一个状态，即相当于上述的“正常”状态。

驾驶舱还装有安全活门。当座舱压差超过规定值时安全活门自动打开释压。安全活门也可由驾驶员控制打开，以进行座舱应急释压或座舱通风。仪表板上装有座舱压力高度表，指示驾驶舱压力高度。

#### 风挡除霜、除雾和除雨系统

从风挡和舱盖下缘导管孔口喷出的调节空气为风挡和舱盖除霜或除雾。除霜或除雾空气流量由空气控制杆控制。空气温度由座舱空气温度旋钮控制。

驾驶舱空调系统只能用于某些情况下除霜。在结冰严重的情况下，为进一步除霜，可以依靠风挡平面玻璃之间的加热元件用电加热方法除霜。

直接从发动机引来的空气用于风挡加热和除雨。热空气喷到风挡平面玻璃外表面和左侧风挡外表面上，以便在低的进场着陆速度时，在下雨或结冰条件下改善能见度。

#### 照相舱空调系统

利用一套气动操纵电动控制的空调系统控制前后两个照相舱的温度。从两台发动机第16级压气机引出的高温空气由制冷装置冷却后进入照相舱。制冷装置由热交换器和涡轮冷却器组成。发动机引气在热交换器内由冲压空气冷却后进入涡轮冷却器进一步膨胀降温。在地面或冲压空气流量不足时，涡轮带动的风扇抽外界空气使其强迫流过热交换器。涡轮出口冷空气分成两路，分别与两条暖空气管路的暖空气混合进入前后照相舱。暖空气是经过热交换器第一流程初冷的空气。在两条暖空气管路上各有一个温控活门，用来调节两个照相舱的温度。有两种控制方式：自动和手动。在自动控制时，温控盒根据照相舱温度传感器感受的温度信号控制照相舱温度为30°C。

#### 系统控制和工作

驾驶舱温度由“座舱空气温度”旋钮控制。共有三种控制状态：“自动”、“手动”和“冲压空气和

卸压”。在“自动”状态，旋钮在自动范围内选定一个要求的座舱温度，而座舱温度调节器根据选择的温度和座舱温度传感器感受的座舱温度控制热路上的热旁路活门，自动调节驾驶舱温度。在“手动”状态，旋钮处于“冷”或“热”位置，相当于关闭或打开热旁路活门，从而控制驾驶舱温度。在“冲压空气和卸压”状态，引气流量关断活门关闭，应急冲压空气活门打开，座舱安全活门打开，座舱由冲压空气通风。

驾驶舱压力由座舱压力调节器自动控制。在装有两种状态压力调节器的飞机上，驾驶员仪表板上有一个“座舱压力开关”，标有“正常”和“战斗”两个位置，根据作战情况选择。风挡和舱盖除霜空气流量由空气控制杆控制。空气控制杆通过一个联动装置打开或关闭风挡和舱盖除霜导管与脚部加热器导管连接处的两个活门。空气控制杆有两个位置，即“正常”和“除霜”。当空气控制杆在“正常”位置时，空调空气通到脚部加热口；当选在“除霜”位置时，调节空气通到风挡和舱盖除霜导管。选择中间位置可有不同分配比例空气通向脚部加热口和除霜、除雾喷管。

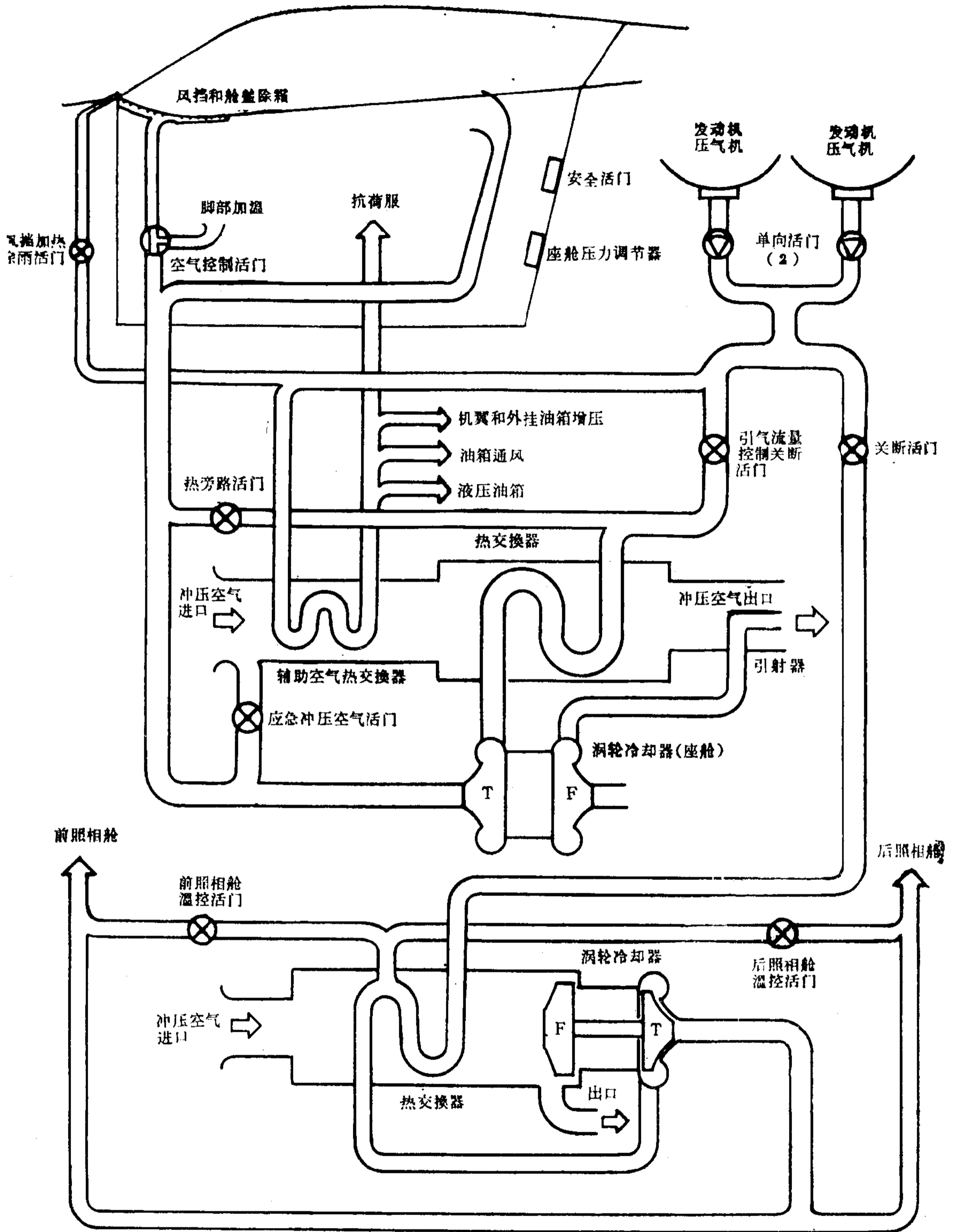
风挡电加热由风挡防冰开关控制。防冰开关有“高”、“断开”和“低”三个位置，可根据飞行条件选择。在高空飞行时，为了防止下降期间形成霜或雾，除霜除雾系统应以可能的最高温度工作。

除雨开关控制除雨系统热空气流量。

照相舱的温度由照相舱温度控制板上的主气动开关和选择器开关控制。主气动开关控制关断活门。当开关在“接通”位置时，从发动机引出的空气通到照相舱空调系统。两个选择器开关分别控制前后照相舱温度。选择器开关有两个位置：“自动”和“手动”。在“自动”位置，温控盒工作，自动调节照相舱温度。在“手动”位置时，由手动加热控制旋钮控制舱温。照相舱温度由标有“前”、“后”的两个照相舱温度指示器指示。当照相舱温度达到大约55°C时，过热警告灯发亮，警告驾驶员。

## 系统设计特点

- 驾驶舱空调系统为简单式空气循环制冷系统。冷却涡轮驱动风扇排气引射热交换器冷却空气。
- 照相舱空调系统为简单式空气循环制冷系统。冷却涡轮驱动的风扇抽引热交换器冷却空气。
- 辅助空气系统盘管内的空气由冲压空气冷却，用于抗荷服和油箱增压。
- 战斗轰炸型飞机采用带有座舱压差较小的“战斗”状态的座舱压力调节制度。



RF-101环控系统原理图



# F-104 超音速战斗机

美国 洛克希德公司

## 飞机概况

F-104是美国洛克希德公司于五十年代研制的超音速制空战斗机。其设计要求强调轻便、高速和机动性。这种飞机美国装备不多，后经重新设计，被欧洲一些国家作为多用途战斗机使用。主要型号有F-104A昼间战斗机，F-104C全天候型，重新设计的F-104G多用途型、RF-104G侦察型等。

### 外形尺寸 (F-104G)

翼展	6.68米
机长	16.69米
机高	4.11米

### 性能数据 (F-104G)

最大平飞速度	11,000米	M2.2
海平面		M1.2
巡航速度 (最大)		M0.95
实用升限		17,680米
转场航程	3,510公里	
最大起飞重量	13,054公斤	

### 动力装置 (F-104G)

发动机型号	J79-GE-11A
	(加力式涡轮喷气发动机)
台数	1台
推力	4,500公斤
加力推力	7,170公斤

### 首次试飞时间

原型机	1954年2月
F-104G	1960年10月

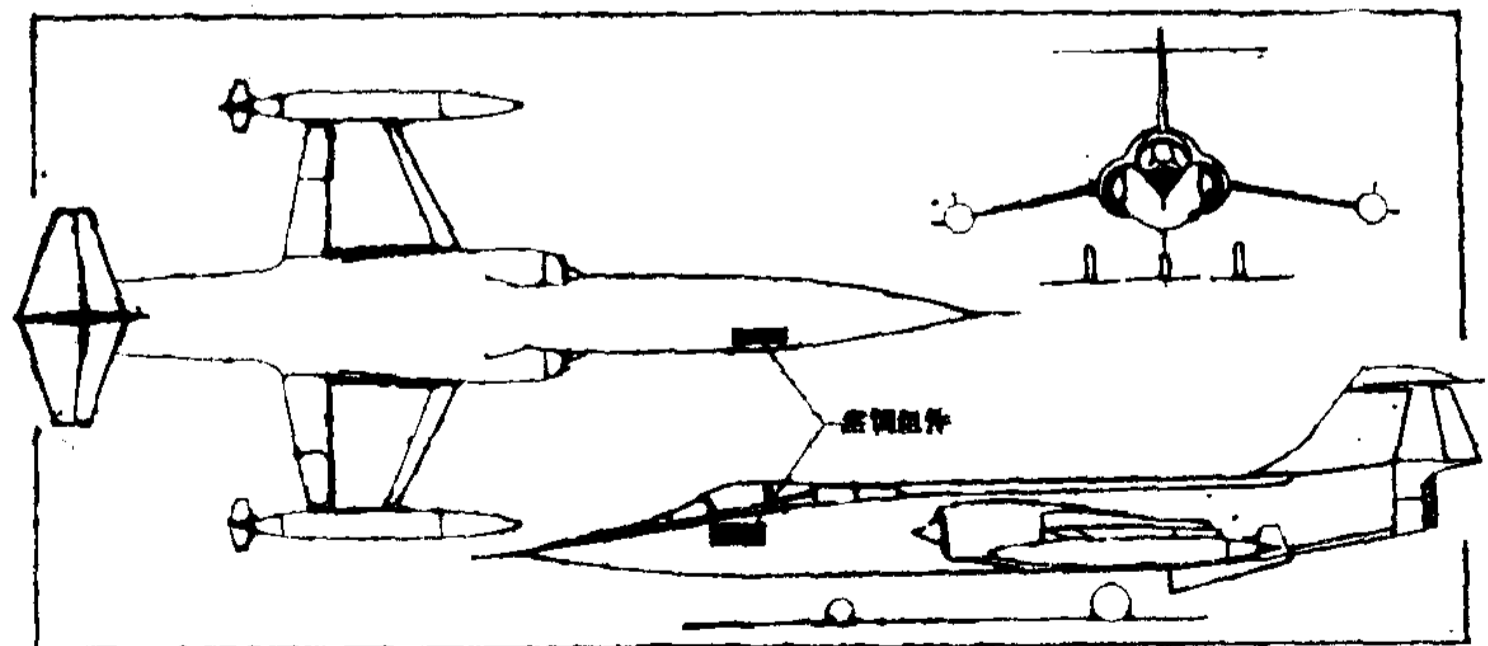
## 系统说明

F-104G 战斗机环境控制系统包括驾驶舱空调系统、电子设备舱冷却系统和除雾除雨系统。从发动机压气机引出的高温压缩空气还用于油箱增压、电子设备舱口和座舱密封、抗荷服充压、雷达增压和机炮除烟。

### 驾驶舱空调系统

驾驶舱空调和增压需要的供气从发动机压气机最后一级——第17级引出，经过一级热交换器由冲压空气初步冷却后，一小部分空气通到油箱增压系统，大部分空气通过一个引气关断活门，再引出一部分到除雨管道，座舱盖和电子设备舱口密封，抗荷服系统、雷达增压和机炮除烟系统。在照相侦察机(RF-104)上引气还用于照相舱窗除雾。其余空气分成冷热两路，根据热路上的热交换器旁路活门位置或者到制冷组件，或者旁路制冷组件。旁路制冷组件的热路空气直接通到一个混合室，在混合室与通过制冷组件的冷路空气混合。混合空气通过水分离器分离调节空气里的游离水分，再通过一个电子设备舱冷却控制活门进入驾驶舱。制冷组件包括二级热交换器、水蒸发器和涡轮冷却器。到制冷组件的供气首先经过二级热交换器，由冲压空气再次冷却，然后到水蒸发器冷却。水蒸发器也相当于一个热交换器，但热交换器的冷边是不流动的水。水蒸发器的工作原理是：当进入水蒸发器的供气温度高于水的沸点并使冷边的水沸腾时，通过水的蒸发潜热冷却供气。供气最后进入涡轮冷却器膨胀后降温。涡轮带动的风扇抽二级热交换器冷却空气。为了更好地控制驾驶舱温度，从水蒸发器出口管引出空气旁路冷却涡轮，并通过冷却涡轮旁路活门到混合室。

驾驶舱温度由热交换器旁路活门和冷却涡轮旁路活门控制。旁路活门调节热路空气与经过制冷组件从冷却涡轮出口来的冷路空气的混合比例。在正常情况下，驾驶舱温度是自动控制的。可变电阻器选择要求的驾驶舱温度，而座舱温度调节器根据选择的温度和混合室出口管道上的感温元件感受的温度控制旁路活



F-104三面图

门。因此，进入驾驶舱的供气温度决定于旁路活门位置。最大加热状态时热交换器旁路活门全开，冷却涡轮旁路活门全关，大量热压缩空气绕过制冷装置进入驾驶舱。最大冷却状态时，两旁路活门全关，所有供气经过制冷装置冷却后流向驾驶舱。

流向驾驶舱的调节空气通过肩部喷口和脚部加热器口喷入座舱。

如果驾驶舱需要应急通风或者在低空不增压飞行时，驾驶员可以打开冲压空气进口使外界冲压空气进入驾驶舱进行通风。一旦驾驶舱空气被污染，打开冲压空气进口也可让新鲜空气进入驾驶舱减轻污染。冲压空气进口打开时，引气关断活门关闭，增压系统的安全释压活门打开。

座舱压力由装在驾驶舱左前方壁板上的座舱压力调节器自动控制。座舱压力制度包括不增压部分，等压控制和等压差控制3部分。当飞行高度低于5,000英尺(1,520米)时，座舱自由通风，不增压。由于座舱排气通过雷达舱排到机外，所以实际上座舱有一个微小增压。从5,000英尺到18,350英尺(1,521米到5,590米)，座舱压力保持不变，座舱高度为5,000英尺(1,520米)。飞行高度超过18,350英尺(5,590米)时，座舱压力与外界大气的压差保持恒定，座舱压差规定为5.0磅/英寸<sup>2</sup>(0.35公斤/厘米<sup>2</sup>)。

如果座舱压力调节器发生故障，座舱压差超过预定值，安全释压活门便释放超过的压力，保护座舱。

在打开冲压空气进口进行驾驶舱通风时，驾驶员打开安全释压活门，使冲压空气在流过驾驶舱后，通过安全释压活门排到机外。

#### 电子设备舱冷却系统

电子设备舱由来自冷却涡轮出口的冷空气冷却。为了防止在大多数环境湿度条件下电子设备表面发生冷凝，要求进入电子设备架的冷空气的最低温度保持为80°F(26.7°C)。它是通过一个气动恒温器控制的。气动恒温器感受进入电子设备架的冷却空气的温度，通过气动压力作用驱动作动器，作动器操纵电子设备舱低温控制活门调节热空气流量，热空气是从驾驶舱空调系统引气关断活门下游引来的，它也是气动恒温器通过作动器控制电子设备舱低温控制活门的工作压力源。热空气和冷空气在第二混合室——电子设备混合室混合后进入电子设备舱。

为保证电子设备舱冷却，在低发动机转速时，位于水分离器出口管道上的电子设备舱冷却控制活门向关闭方向移动，减少通向驾驶舱的调节空气流量，迫使系统增加到电子设备舱的冷却空气的流量。

在发动机停车或发生故障从而失去引气气源的情

况下，或者在引气关断活门关闭时，可以打开冲压空气关断活门，由二级热交换器冷边进口引入外界冲压空气冷却电子设备舱。

装在驾驶舱前方的雷达由驾驶舱排气冷却。驾驶舱空气通过座舱压力调节器排入雷达舱，在排气口上有一个风扇，强迫空气流过雷达设备。

#### 除雾和除雨系统

安装在驾驶舱内部风挡和舱盖下部边缘的除雾导管上有很多小孔，除雾空气从小孔喷出然后沿玻璃内表面流动，升高内表面温度。只要温度超过露点温度玻璃内表面就不会有雾或霜。除雾空气是从空调系统制冷装置水蒸发器出口引出的未经涡轮降温的暖空气，通过一个单向活门和除雾流量控制活门流向驾驶舱风挡和舱盖除雾导管，同时也流向电子设备舱口透明玻璃表面。这种空气的流量有时不能满足系统的全部要求。为了增加流量，在引气关断活门下游热空气导管上有一个引气管，引出空气并使它流向差动释压活门(有单向活门功能)。当除雾流量控制活门已经打开以及除雾导管压力由于系统需要大的流量而下降时，差动释压活门打开，补充需要的部分热空气流量，以便在所有情况下都能有效地除雾。在照相侦察机上，照相窗由引气关断活门下游引出的热空气经恒温控制自动除雾。

左风挡采用电加热。玻璃温度由一个热电门控制。当玻璃温度降低到低于95(±5)°F(35(±2.8)°C)时加热元件接通加热玻璃；当玻璃温度升到105(±5)°F(40.6(±2.8)°C)时，电源断开，停止加热。

除雨系统空气从引气关断活门下游引出，与舱盖密封、雷达增压、抗荷服系统用同一条管路。空气通过一个驾驶员控制的防雨关断活门流向左风挡玻璃外侧底部喷管。由喷管顶部喷口喷出的高速热空气复盖风挡外表面防雨，也可以防止风挡结冰。

#### 系统控制和工作

驾驶舱温度由驾驶舱温度状态选择器开关控制。选择器开关有四个位置：“自动”、“热”、“冷”和“断开”。在正常情况下选择器开关放在“自动”位置，驾驶舱温度自动控制。所控制的温度由驾驶舱变阻器旋钮的位置决定。旋钮位置可以在标有冷和热的两点间选择，其范围大约是40到100°F(4.4到37.8°C)。座舱温度调节器比较变阻器的指令信号和感温元件感受的实际温度信号，放大后再输出一个信号控制旁路活门自动调节驾驶舱温度。选择器开关在“断开”位置时没有温度控制功能。在自动控制线路发生故障或者需要时，驾驶舱温度也可以手动控制。根据要求将驾驶舱温度状态选择器开关保持在“热”或

“冷”位置，切断自动控制。手动控制信号直接操纵旁路活门控制驾驶舱温度。松开选择器开关时，在弹簧作用下开关弹回到“断开”位置。手动控制状态活门从全“热”位置转换到全“冷”位置大约需要10秒。

在发动机慢车或地面工作时，不要将手动活门放在全“冷”位置，因为低空气流量、高环境温度和高温湿度可能导致水分离器结冰。在全“冷”或接近全“冷”的手动控制状态，一定的湿度和高度也可能引起水分离器结冰。结冰后座舱空气流量下降，冷却能力降低。

新鲜空气进口杆控制冲压空气进口开度，同时通过开关控制引气关断活门、安全释压活门和冷却风扇。

座舱增压由压力调节器自动控制。仪表板上的座舱高度表指示座舱压力高度。当座舱高度达到40,000(±2,000)英尺(12,190(±610)米)时，座舱压力警告灯发亮，发出警告。

电子设备舱冷却系统不需要驾驶员控制，而由电子设备舱内的气动恒温器自行控制。

风挡和舱盖除雾由“舱盖除雾”旋钮控制。流向风挡和舱盖除雾喷口的空气的流量决定于舱盖除雾旋钮位置，顺时针转动旋钮，通过气动作用操纵除雾流量控制活门使除雾空气流量增加。

由于在飞机迅速下降期间没有足够时间加热风挡和舱盖玻璃表面，所以应在下降前预热这些区域，使它们保持足够高的温度防止结雾。为了有效的除雾，除雾系统空气的流量和温度应尽可能高。为了提高除雾空气温度，必要时可加大发动机转速。

风挡除雨由除雨开关控制。带有保护罩的除雨开关控制流向除雨喷口的热压缩空气的流量。将开关扳到“除雨”位置便打开除雨活门使热压缩空气通过活门流向喷管。注意，当飞机空速超过限制时不应接通除雨系统，否则可能损坏除雨喷嘴或使风挡玻璃产生裂纹。另外，在起飞时也不应使用除雨系统，因为发

动机高转速时除雨的高温气流可能损坏玻璃。

## 系统设计特点

· 驾驶舱空调系统为带有水蒸发器的简单式空气循环制冷系统，这是一种典型的带有消耗性冷却介质的空调系统。水蒸发器用水作为冷却介质，利用水的蒸发潜热和有形热冷却供气。从潜热和存储体积的观点看，利用水作为消耗性冷却剂是最好的。从阻力观点看，采用水蒸发器比采用空气热交换器好。但是，飞机要携带冷却剂其使用性和维护性就稍差。

· 驾驶舱温度既可以自动控制也可以手动控制。它是通过热交换器旁路活门和涡轮旁路活门来控制的。自动控制范围是40到100°F(4.4~37.8°C)。由于驾驶舱各种物质会产生影响，因而驾驶舱温度是通过感受导管空气温度来控制的。驾驶舱温度稳定一般需要两分钟以上。

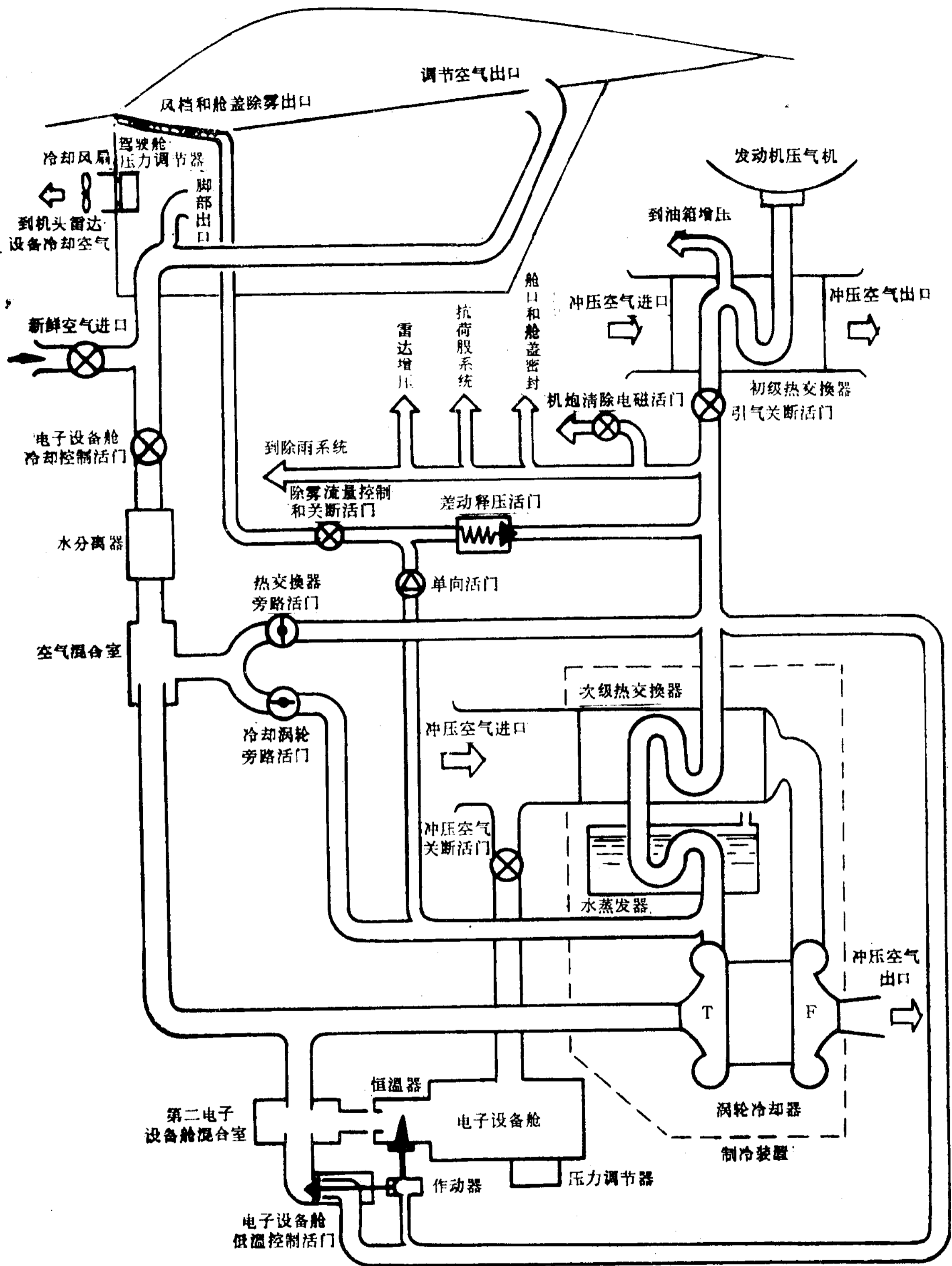
· 电子设备舱冷却与驾驶舱空调共用一套系统。从冷却涡轮出口引出空气冷却电子设备舱。为了防止湿气在电子设备上冷凝，用气动恒温器控制电子设备舱的最低温度大约保持在80°F(26.7°C)。

· 在驾驶舱空调系统的调节空气进入驾驶舱的管道上有一电子设备舱冷却控制活门。当发动机转速较低时，该活门可以减少进入驾驶舱的调节空气的流量，以保证电子设备冷却。

· 为了使进入驾驶舱和电子设备舱的调节空气和冷却空气的湿度保持均匀，在冷、热空气混合处都有空气混合室。

· 雷达由驾驶舱排气冷却。在座舱压力调节器排气管道上装一个机头冷却风扇，以保证座舱通风和雷达冷却。

· 风挡和舱盖除雾采用水蒸发器下游引出的空气。当除雾空气的流量和温度不能满足要求时，还可以从引气关断活门下游引出热空气，以补充除雾空气流量和提高除雾空气温度，保证有效除雾。



F-104环控系统原理图

# F-105 战斗轰炸机

美国 共和公司

## 飞机概况

F-105单座超音速战斗轰炸机主要实施战术核攻击，也可外挂常规炸弹执行对地攻击任务，还具有一定的空中作战能力。

### 外形尺寸 (F-105D)

翼展	10.65米
机长	19.58米
机高	5.99米

### 性能数据 (F-105D)

最大平飞速度	
高空	M2.0
低空	M1.08
实用升限	15,850米
转场航程	3,700公里
最大起飞重量	23,834公斤

### 动力装置

发动机型号 J75-P-19W (双转子轴流式涡轮喷气发动机)

台数	1台
最大推力	7,300公斤
加力推力	11,000公斤

### 首次试飞时间

原型机	1955年10月
F-105D	1959年6月

一个热交换器由冲压空气初步冷却，然后通过关断活门到冷却涡轮。压缩空气在涡轮里膨胀，进一步降低温度。热路空气是直接来自发动机的引气，经过旁路活门和自动旁路活门，与涡轮出口空气会合后进入驾驶舱。

驾驶舱温度通过3个活门控制，这些活门是冷路上的关断活门、热路上的旁路活门和自动旁路活门。驾驶舱温度可以自动控制，也可以手动控制。自动控制时，冷路上的关断活门和热路上的旁路活门打开，座舱温度调节器自动控制热路上的自动旁路活门开度，使冷热路空气按需要比例混合，自动调节进入驾驶舱的空气的温度，保持驾驶舱温度为所要求的温度。手动控制时，自动旁路活门打开，手动调节冷路上的关断活门和热路上的旁路活门开度控制驾驶舱空气的温度。

流向驾驶舱的调节空气从驾驶员座椅后部的两侧导管、两个脚部加温口和两个背部加温口流入座舱。

有一条冲压空气管路连接在进入驾驶舱的调节空气管路上。在应急通风或低空通风时，可以打开冲压空气管路上的冲压空气活门，使外界冲压空气进入驾驶舱。

驾驶舱内装有通风服风机，由一个开关控制，为通风服输送通风空气。

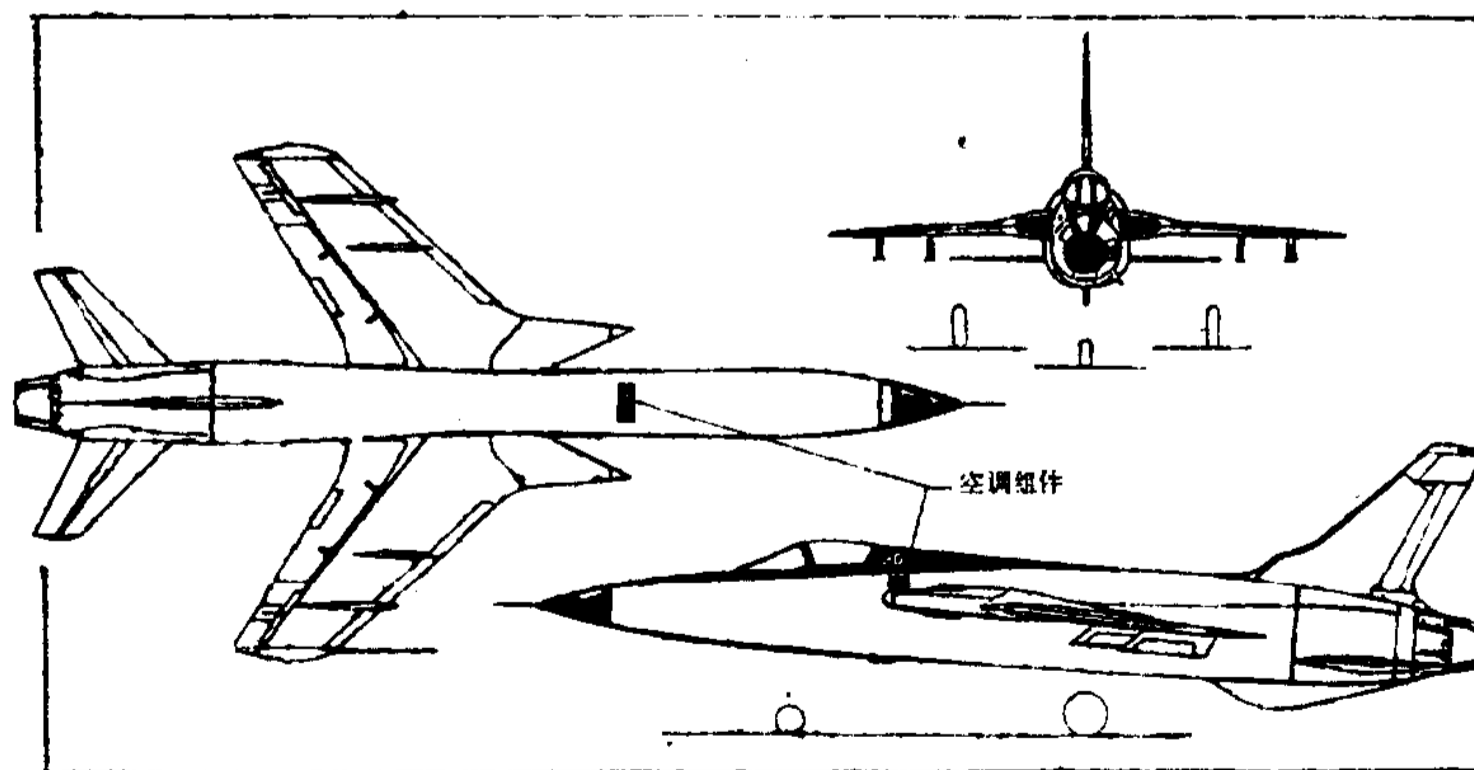
**增压** 进入驾驶舱的调节空气为座舱增压。座舱

## 系统说明

F105D超音速战斗轰炸机环境控制系统主要包括驾驶舱空调增压系统，电子设备冷却和增压系统以及除霜、除雾和除雨系统。从发动机引出的空气还用于外挂油箱增压、抗荷服充压、舱盖密封、雷达发射机和显示器增压及机炮燃气消除

### 驾驶舱空调和增压系统

**空调** 从发动机高压压气机引出的高温压缩空气分成冷热两路。在冷路中，高温压缩空气首先经过



F-105D三视图

压力调节器调节排出座舱的空气流量，自动调节座舱压力。

飞行高度低于12,500英尺(3,810米)时座舱不增压。从12,500英尺到31,000英尺(3,810米到9,450米)，座舱压力保持不变，座舱压力高度维持为12,500英尺(3,810米)。飞行高度超过31,000英尺(9,450米)时，座舱压差保持不变。控制为5磅/英寸<sup>2</sup>(0.35公斤/厘米<sup>2</sup>)。座舱压力调节器自动保持座舱压力增加速度为每分钟3/4(±1/4)磅/英寸<sup>2</sup>(0.053(±0.018)公斤/厘米<sup>2</sup>)，这种情况一般在飞机快速下降时发生。

一个座舱高度垂直速度指示器指示驾驶舱当量高度及其垂直变化速度。

驾驶舱装有安全活门，在增压过高或产生负压时保护座舱。当座舱压差超过预定值或外界大气压力大于座舱压力时安全活门自动打开。安全活门也可以由驾驶员打开，进行座舱应急释压或驾驶舱通风。

通过座舱压力调节器排出的座舱空气流入后电子设备舱和机背设备舱。

#### 电子设备冷却和增压系统

电子设备冷却和增压系统由两套分系统组成：

(1) 前设备舱冷却系统，(2) 微型组件舱冷却系统。

前设备舱冷却增压系统在发动机运转时工作。利用一套空调装置调节前设备舱温度。这套空调装置与驾驶舱空调系统类似。从发动机高压压气机最后一级引出的空气先经过热交换器，由冲压空气初步冷却，然后通过一个温度控制调节活门流入涡轮冷却器，膨胀后再次降低温度。从涡轮出来的冷空气进入前设备舱。

前设备舱内的温度在飞行高度为海平面到50,000英尺(15,240米)的条件下自动保持为大约85°F(29.4°C)。舱内温度由前设备舱内的一个温度传感器感受。温度调节器控制涡轮进口处的温度控制调节活门，而活门调节进入空调装置的引气的流量。如果舱温超过150°F(65.6°C)，一个过热警告灯便发亮，警告驾驶员舱温过热。

经过热交换器初步冷却的部分暖空气用于雷达发射机冷却、舱盖密封、抗荷服充压、外挂油箱增压和机炮燃气清除。

微型组件舱冷却系统利用一台鼓风机和外界冲压空气冷却电子设备微型组件、CIN(通讯-导航-识别)系统、多普勒雷达、火控系统、R-14雷达和自动驾驶仪系统。

当飞机在地面接通外部电源或发动机开车时，鼓

风机工作。空气通过一个单向活门流入微型组件舱。为了保护CIN系统，在鼓风机不工作时，一个时间继电器联锁装置断开CIN系统电源，防止CIN系统工作。

在起飞时，一旦飞机重量不作用在起落架上，一个电门便自动工作，打开冲压空气关断活门。冲压空气流过微型组件舱进行强迫通风冷却。在起落架收起时鼓风机关闭。

当冲压空气温度超过110°F(43.3°C)时，冲压空气进口管道上的感温检测器便控制一个电门，关闭冲压空气关断活门，打开选择器活门。因此，微型组件舱冷却系统与前设备舱冷却系统相结合，由前设备舱冷却系统冷却微型组件舱。

后设备舱和机背部设备舱由驾驶舱排气冷却。

#### 除霜、除雾和除雨系统

侧风挡由发动机引出的经过驾驶舱空调系统热交换器初步冷却的暖空气除霜。除霜空气流量由仪表板上侧风挡除霜旋钮控制。

侧风挡和座舱盖装有防雾系统。空调空气通过驾驶员座椅后面两侧空调出口附近的干燥器干燥后，进入侧风挡和舱盖双层玻璃之间，防止湿气在内表面上结雾。

中央风挡是利用从发动机压气机引出的热空气在风挡前下方喷出进行除雨、除冰或除雪。管道里热空气的温度可以在200°F到900°F(93°C到482°C)之间变化。

中央风挡采用电加热除雾。中央风挡玻璃之间夹有导电透明薄膜。通电时薄膜被加热，为风挡除雾或除霜。一个恒温器精确地控制风挡玻璃温度。玻璃内表面温度升到约110°F(43°C)时，恒温器断开电源；温度下降到某一值时再次接通。控制点的温度保持为恒温器调整点的温度。

#### 系统的控制和工作

驾驶舱空调系统的工作由温度控制杆控制。控制杆功能包括：选择驾驶舱温度自动控制状态；手动控制驾驶舱温度，控制驾驶舱通风和风挡除雾。温度控制杆标有6个位置或方向：“驾驶舱自动接通”、“热”、“冷”、“驾驶舱除雾”、“断开”和“冲压”。

在“驾驶舱自动接通”位置，温度控制杆接通驾驶舱温度控制系统，使驾驶舱温度保持为驾驶舱温度自动控制旋钮所选定的温度。驾驶舱温度自动控制旋钮有“热”和“冷”两个位置，可以根据需要进行选择。在地面发动机慢车或低转速时，在高空马赫数超过1.6或低空高速飞行时自动控制一般不能保持稳定的温度。

如果自动系统有故障或失灵，驾驶舱温度可由温

度控制杆手动控制按照“热”和“冷”两个位置调节控制杆,直接控制冷路关断活门或热路旁路活门的开度。当温度控制杆拉到“冷”位置时,来自发动机的全部引气都通过热交换器和涡轮冷却器。当向“热”方向推温度控制杆时,冷路关断活门逐渐关闭,热路上的旁路活门逐渐打开,热路空气流量增加而冷路空气流量减少,从而升高了驾驶舱温度。当推到“热”位置时,流入冷却涡轮的空气流量最少,涡轮转速下降。

控制杆向“热”方向移动,同时也就向“驾驶舱除雾”方向移动。驾驶舱调节空气出口的空气温度升高。

温度控制杆处在“断开”位置时,所有活门都关闭,没有空气进入驾驶舱。

温度控制杆放在“冲压”位置时,通过机械传动打开安全活门,释放座舱压力,同时打开冲压空气活门,使外界冲压空气流过驾驶舱。

当温度控制杆放在“断开”位置时,使用100%氧气可以防止驾驶舱污染的影响。

前电子设备舱冷却增压系统由电子设备冷却开关控制。开关有两个位置:“接通”和“断开”。在“接通”位置,前电子设备舱的温度由前设备舱空调控制系统自动保持在规定的范围内。这是由一套自动调节系统操纵前设备舱空调系统的温度控制调节活门来实现的。在“断开”位置,温度控制调节活门关闭,防止空气从制冷装置进入前设备舱。“断开”位置只能在前设备舱过热或地面试验时使用。

过热警告灯在前设备舱过热,即温度超过150.F (65.6°C)时发亮,如果灯一直发亮冷却涡轮便可能有故障。这时电子设备冷却开关应放在“断开”位置,防止空气继续流过涡轮。

微型组件舱冷却系统的工作不需要驾驶员控制。只要是在地面,外部电源接通时或发动机开车时,鼓风机就自动接通。起飞时起落架电门断开鼓风机,微型组件舱由冲压空气冷却。在地面工作时鼓风机发生故障,有可能引起CIN电源过热,这时电源过热警告灯将发亮。在过热时,CIN电源应急备份工作。这时应立即关掉R-14雷达、火控系统、自动驾驶仪和多普勒雷达,减少舱内热量。在起飞后起落架抬起,前轮收上锁住,后冲压空气活门打开,CIN设备由冲压空气冷却,并重新开始正常工作。在飞行时没有任何限制,由冲压空气冷却CIN设备、多普勒雷达和火控系统完全满足要求。在着陆时如果CIN设备可以断开停用,则这个设备应在着陆放起落架前断开。如果鼓风机工作正常,但前起落架在起飞后收起时发生故障,

则应限制飞行高度不得超过15,000英尺(4,570米)。如果超过15,000英尺(4,570米),鼓风机就不能充分冷却设备,微型组件可能过热。

风挡除雾由标有“前风挡除雾”的开关控制。带有保护罩的除雾开关有两个位置:“接通”和“断开”。在“接通”位置,风挡玻璃导电薄膜接通电源,并由恒温器控制。在地面工作时除雾系统必须断开,防止风挡玻璃由于过热而损坏。在起飞和飞行期间,在高湿度地区或者有可见的湿气时,除雾系统才能接通。

侧风挡除霜系统由“侧风挡除霜”旋钮手动控制。旋钮在“热”和“断开”之间有4档,对应热空气关断活门的4个位置,通过活门不同开度控制侧风挡导管喷气孔喷气的流量。

侧风挡除霜系统应按要求工作。在飞机下降期间为了防止结霜或除掉已形成的霜,驾驶舱温度应尽可能保持高一些。当然,提高舱温时要考虑驾驶员的舒适性。

风挡除雨系统由除雨开关控制。拨动式开关有“接通”和“断开”两个位置。在“接通”位置,开关接通除雨热空气管道上的关断活门电磁阀线圈电源,打开活门,供给除雨需要的热空气。风挡除雨系统只在起飞和着陆时根据需要工作,如果在其它时间接通就可能使风挡玻璃由于过热而产生裂纹。

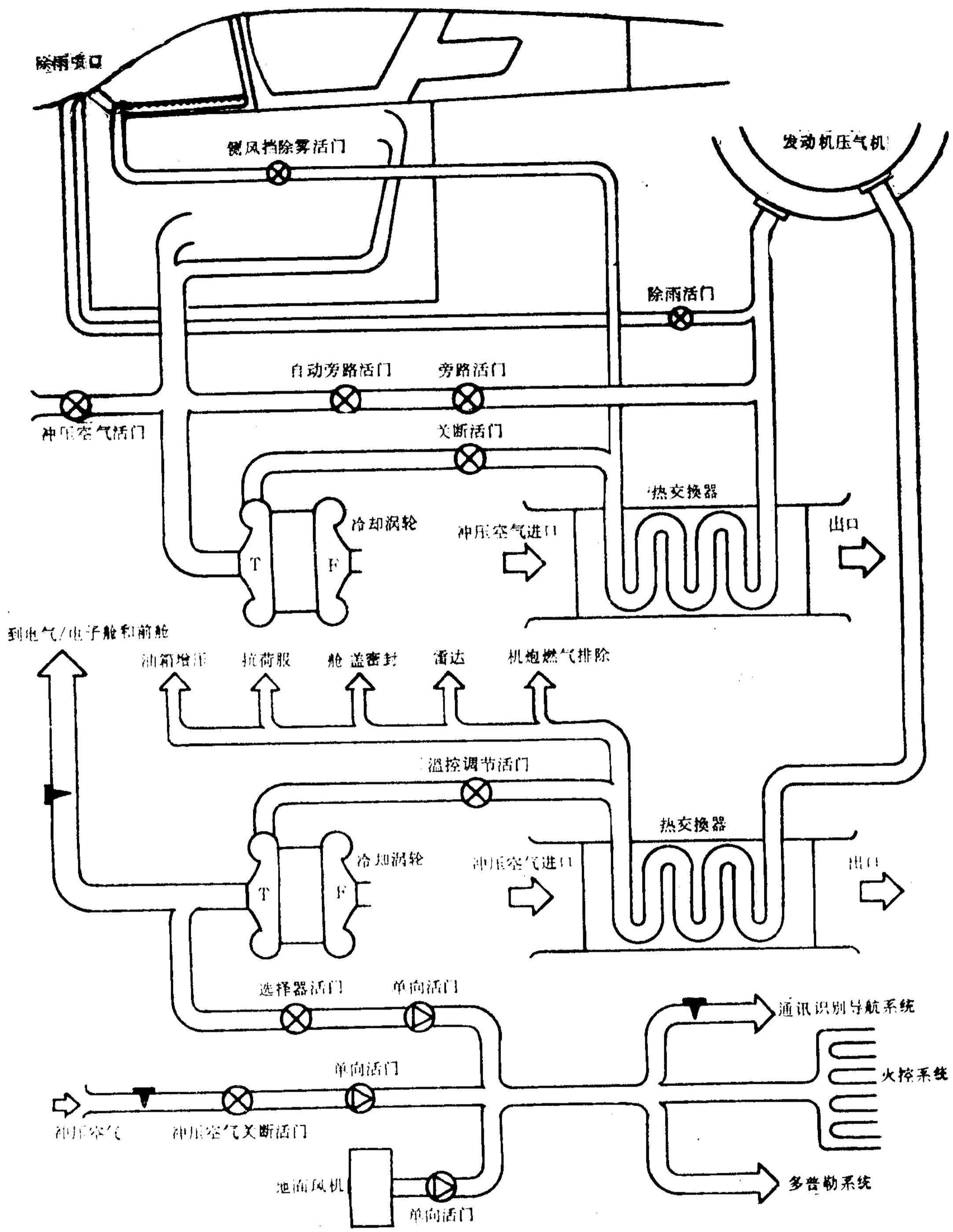
## 系统设计特点

- 驾驶舱空调系统和前设备舱空调冷却系统均为简单式空气循环制冷系统。系统简单,附件少。

- 驾驶舱温度自动控制,在自动控线路出现故障时也可用温度控制杆手动控制。手动控制时,分别控制冷热路两个活门的开度;自动控制时,只控制热路上另一个自动旁路活门,通过该活门调节冷热两路流量比。所以自动控制时,手动控制的两个活门都应打开。冷热两路都装有控制活门的另一个原因是发动机引气出口没有引气关断活门。

- 前设备舱由一套空调系统冷却。适合用冲压空气冷却的电子组件舱用冲压空气或鼓风机冷却。后设备舱和机背部设备舱用驾驶舱排出的调节空气冷却,充分利用了调节空气。

- 前设备舱由一套温度自动控制系统自动保持在一定的温度。由于前设备舱冷却只有温度要求没有流量要求,所以前设备舱冷却系统只有一条冷却通路而没有热路。调节冷却通路上的一个温度控制活门可以控制流量,从而控制涡轮出口温度,也就是控制进入前设备舱的温度的温度。系统简单,可靠性好。



F-105环控系统原理图



# F-111 战术战斗机

美国 通用动力公司

## 飞机概况

F-111 是美国六十年代初研制的世界上第一种实用型变后掠翼战斗机，主要用于在夜间或不利气象条件下执行遮断和核攻击任务。主要型号有 F-111A 空军型、F-111B 海军舰载防空型、F-111D 空军型、EF-111A 电子干扰型、FB-111A 战略轰炸型等。

### 外形尺寸

翼展 (后掠角 $16^{\circ}$ )	19.2 米
(后掠角 $72.5^{\circ}$ )	9.74 米
机长	22.40 米
机高	5.22 米

### 性能数据

最大平飞速度	
11,000 米以上	M2.2
海平面	M1.2
实用升限	15,500 米
最大转场航程	10,000 公里
最大起飞重量	41,500 公斤

### 动力装置 (A型)

发动机型号	TF-30-P-3 (加力涡轮风扇发动机)
台数	2 台
单台推力	5,650 公斤
加力推力	9,500 公斤

### 首次试飞时间 (A型)

1964 年 12 月

### 服役时间

1967 年 10 月

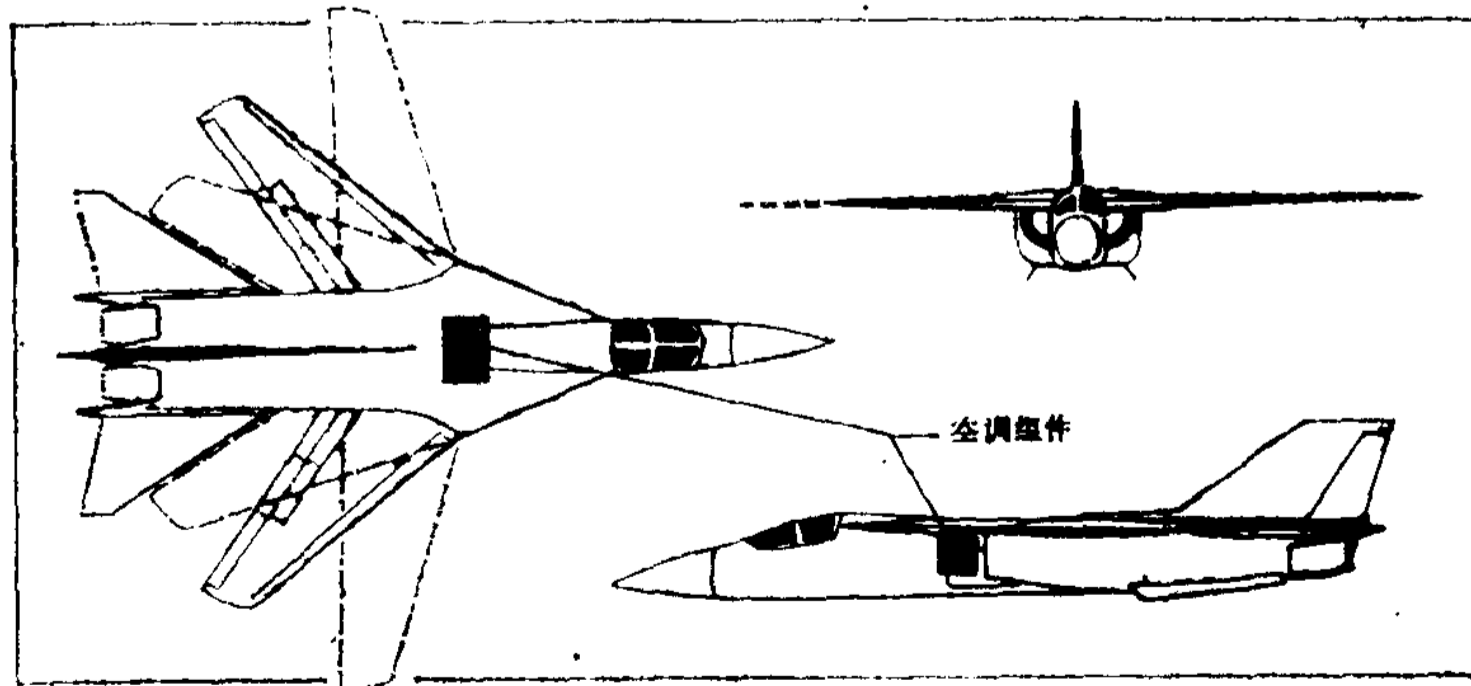
## F-111D 环境控制系统

### 驾驶舱空气调节系统

**空调** 从两台发动机第 16 级压气机引出的高温压缩空气，经过发动机引气单向/关断活门后会合，流向公用导管，由导管上的压力调节/关断活门调节压力再经过隔断活门流入制冷系统。制冷系统主要附件包括初级热交换器、次级热交换器、空气-水热交换器 (水蒸发器) 和升压式涡轮冷却器。在初级热交换器内，高温压缩空气由冲压空气进行初步冷却，然后经过流量调节/关断活门调节流量，进入制冷系统的压缩机，再次被压缩，增加了压力，同时也提高了温度。被压缩的空气再通过次级热交换器由冲压空气冷却，其温度基本上降低到进入制冷系统压缩机时的温度。初级热交换器和次级热交换器各有一条冷却空气通道。每条冷却空气通道有两个空气进口。一个进口用于飞行时引入冲压空气，装有单向活门。另一进口装有地面冷却风扇。在地面上发动机运转和空调系统工作时，地面冷却风扇工作，引入外界环境空气冷却热交换器里的热空气。这时另一进口的单向活门关闭，防止风扇空气不经热交换器就从另一进口排掉。从次级热交换器出来的供气还要经过空气-水热交换器，它相当于一个水蒸发器 (冷却剂是不流动的水)。通过水的吸热和蒸发潜热冷却供气。最后一级冷却装置是冷却涡轮。供气经过涡轮膨胀降温，其温度达到系统的最低温度。初级和次级热交换器之间的压缩机是

## 系统说明

F-111 型战斗机环境控制系统为驾驶舱提供加热、冷却通风和增压用的调节空气，为前后电子设备舱提供冷却空气，为风档除雾、风档除雨、风档冲洗、舱盖密封、油门助推器提供需要的空气，以及根据不同型号分别为 SRAM 导弹系统冷却、军械舱吹气、抗荷服充压、加压服加压、油箱增压和机翼密封提供适当空气。



F-111A 三面图