

IL-76 飞机结构系统分析

姜百盈

(中航第一飞机研究院, 西安, 710089)

摘要 文章对 IL-76 飞机进行了结构、系统分析。特别针对各系统不同特点, 进行了技术分析, 提出了使用维护要求。

关键词 军用运输机 IL-76

1 引言

IL-76 飞机是前苏联伊留申设计局设计制造的大型军用运输机, 该机于 20 世纪 60 年代研制, 1971 年首飞, 1975 年装备部队, 现有 IL-76T、K、TD、MD、MF、TF、DMP、LL、SK 及特殊用途型等多种机型, 该机至 20 世纪 90 年代初就已生产各种机型飞机共计达 420 架, 除俄空军装备约 300 架成为主要军用运输机外, 俄民航等民用部门也拥有为数不少的此型飞机。该机大量出口到国外第三世界国家, 除中国装备并继续购进外, 印度、伊朗、利比亚等国家都有此种飞机。

IL-76 飞机为翼吊四台涡轮风扇发动机、上单翼 T 尾布置的中远程军用运输机(见图 1)。飞机

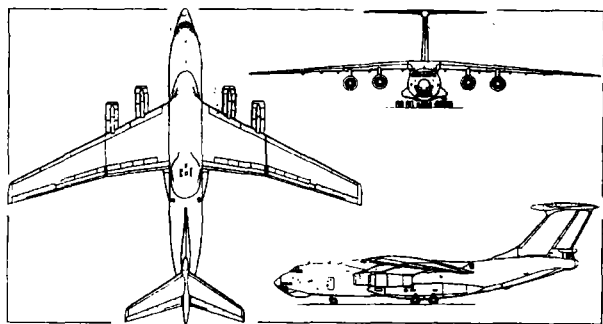


图 1 IL-76 飞机三面图

最大起飞重量 T 型为 170t, TD 型 190t; 最大载重 T 型 40t, TD 型 50t; 载重航程 T 型(40t 载重)

5 000km, TD 型(50t 载重)3 650 km, 飞机巡航速度 750~800 km/h, 巡航高度 9 000~12 000m, 单发升限约 15 500m, 起飞滑跑距离 T 型 850m, TD 型为 1 700m, 着陆滑跑距离 T 型 450m, TD 型 900~1 000m。机组配置 T 型为 7 名人员, TD 型为 6 名, 包括正、副驾驶员、领航员、通讯员、机械员、卸货员。飞机的机械系统与机载航电设备为常规的系统设备, 具有全天候起降能力。

2 主要技术数据

2.1 主要几何数据

(1) 全机参数:

全机长:	46.6m
全机高:	14.76m
机翼展长:	50.50m
擦尾角度:	14°
停机角度:	0°
主轮距(外机轮):	8.16m
前主轮距:	13.13m

(2) 机翼参数:

机翼面积:	300m ²
展弦比:	8.5
根梢比:	3
后掠角(1/4 弦):	25°
平均气动力弦长:	6.436m
上反角(前缘线处):	-3°

安装角(翼根/翼尖):	3°/0°	135 500 kg(土质道面)	
副翼面积:	13.27m ²	空机重心:	32%MAC
扰流板面积:	10.86m ²	允许重心前限:	20%MAC
减速板面积:	15.8m ²	允许重心后限:	40%MAC

(3) 机身参数:

机身长:	43.25m
机身高:	4.8m
机身宽:	4.8m

(4) 舱门:

登机门:	1.9m×0.86m
应急门:	1.0m×0.6m
上应急出口:	0.6m×0.6m

(5) 货舱数据:

货舱地板宽:	3.4 m
货舱地板高度:	2.2 m
货舱高:	3.46 m
货舱长:	20.0m(不包括货桥)
货舱长:	24.5m(包括货桥)
货舱容积:	234.6m ³
停机时装卸台倾斜角度:	13°

(6) 尾翼参数:

垂尾面积:	50m ²
垂尾后掠角:	38.17°
垂尾展弦比:	1.05
垂尾高度:	7.245m
垂尾尾容量:	0.063
平尾面积:	63m ²
平尾展长:	17.4m
平尾尾容量:	0.716
平尾后掠角(1/4弦):	30°
方向舵面积:	15.52m ²
升降舵面积:	17.17m ²

2.2 重量数据

使用空机重量:	92 000 kg
最大零油重量:	13 2000 kg
标准设计载重:	40 000 kg
最大载重:	50 000 kg(水泥道面); 33 400 kg(土质道面)
燃油能力:	90 000 kg(水泥道面); 64 000 kg(土质道面)
最大起飞重量:	190 000 kg(水泥道面); 152 000 kg(土质道面)
最大着陆重量:	151 500 kg(水泥道面);

2.3 主要性能数据

巡航速度:	750km/h
最大巡航速度:	850km/h
巡航高度:	9 000 ~1 2000m
最大载重航程:	3 650 km
最大燃油航程:	7 300 km
最大起飞滑跑距离:	1 700 m
最大着陆滑跑距离:	900 ~1 000m

3 结构分析

3.1 机身

机身采用全金属半硬壳桁条式结构,基本截面为一直径4.8m的圆。机翼前边的机身两侧各有一扇向外开启的舱门,上翘的后机身底部有一大货舱门,舱门由四部分组成:向外侧开启的两扇蚌壳式舱门及两段分别向下和向上收起的舱门,向下开启的舱门可以兼作为货桥使用。

机身由横向构件隔框、纵向构件桁条和纵梁以及蒙皮和地板组成,共有96个框,根据结构和工艺分为4段:前部01段(18框以前),中部02段(18~67框),后部03段(67~90框)和尾部04段(90~95框);其中14框前为驾驶舱,14~67框为货舱。机身地板以下,11~18框间为前起落架舱,18~35框间为前行李舱,35~51框间为主起落架舱,该段配有整流罩,以使主起落架收入其间,51~56框为后行李舱。后货舱门位于56~67框,中间舱门放下后可作为货桥。

双层座舱共6名机组成员:上层驾驶舱内正、副驾驶员、空中机械师、通讯员和下层领航员及货舱内的空投机械师。货舱尺寸20m×3.45m×3.4m。单层舱板可运载145名全副武装士兵,双层舱板可运载225名全副武装士兵(上层80人,下层145人);或可以运送125名伞兵。气密的驾驶舱和货舱可使12 000m高空的舱压保持在2 500m高空的水平;在5 200m高度,可保持海平面标准大气压。必要时还可以对驾驶舱单独增压密封。

机身结构示意图见图2。

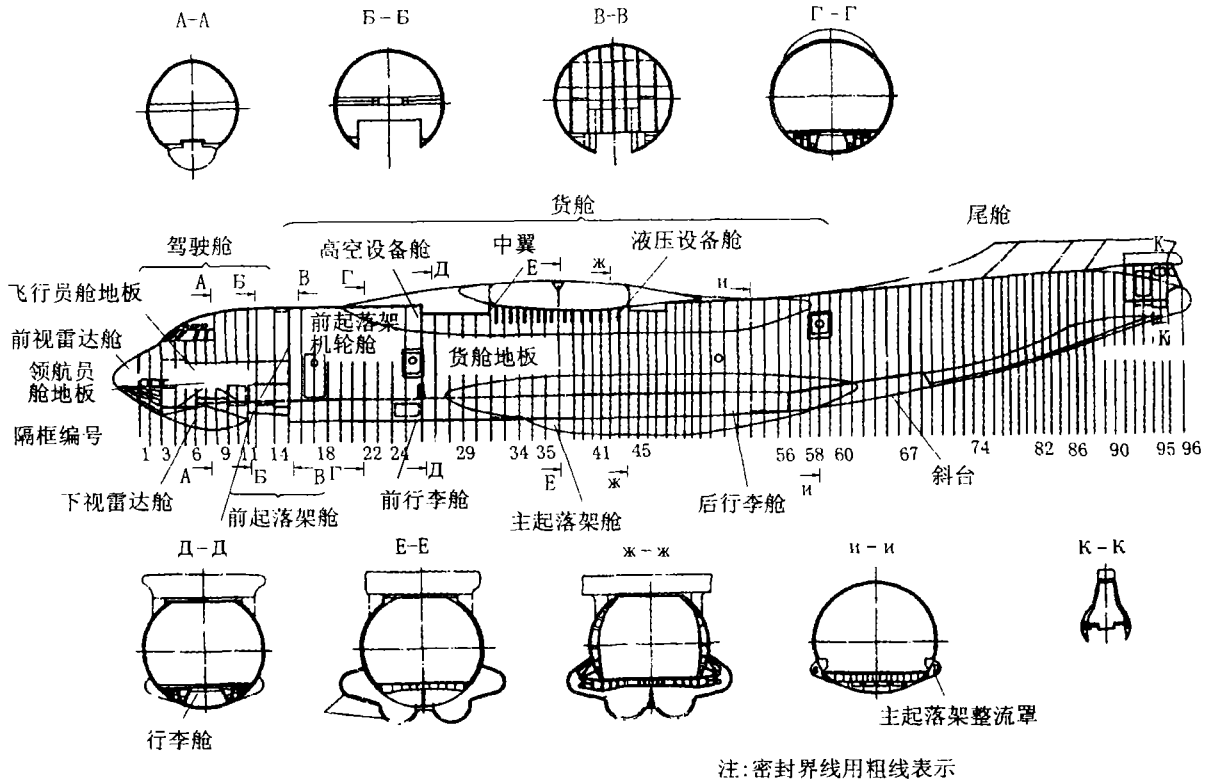


图 2 机身结构示意图

3.2 机翼

3.2.1 机翼

机翼采用常规翼型的全金属多梁破损-安全结构悬臂式上单翼,中等后掠角(1/4 弦线后掠角为 25°),大展弦比(8.5),机翼带有 3°的下反角;前缘后掠角不变。

整个机翼共分为五段:一段中央翼,两段中外翼和两段外翼。为缩短起飞着陆滑跑距离,采用了完善的增升装置,从翼根到每侧副翼内端装有两段三缝襟翼,每侧机翼共有 8 块扰流板,其中 4 块做减速板使用;整个机翼前缘增升装置由 10 段缝翼组成。机翼通过 29、34、41 框与机身相连。

机翼俯视图见图 3,机翼仰视图见图 4。

3.2.2 前缘缝翼

前缘缝翼位于中外翼和外翼前缘的前上方,由 5 段组成:中外翼上 2 段、外翼上 3 段。各段结构形式相同,均由横向翼肋、4 根纵向桁条、末端桁条和蒙皮组成。

3.2.3 襟翼

在中外翼和外翼内段分别配置有滑动式三开缝襟翼。襟翼主要由主节板、尾节板和导流板组成。襟翼导流板、主节板和尾节板的前缘下表面设有 Φ_0 的通气孔。

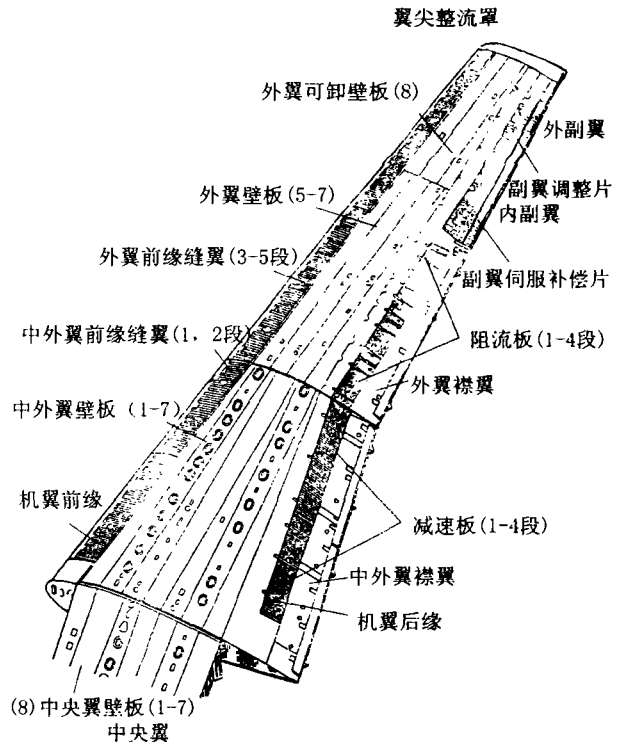


图 3 机翼俯视图

3.2.4 副翼

在外翼的 33 肋至翼尖整流罩之间悬挂着两段式副翼。两段副翼完全同步。在内副翼上安装

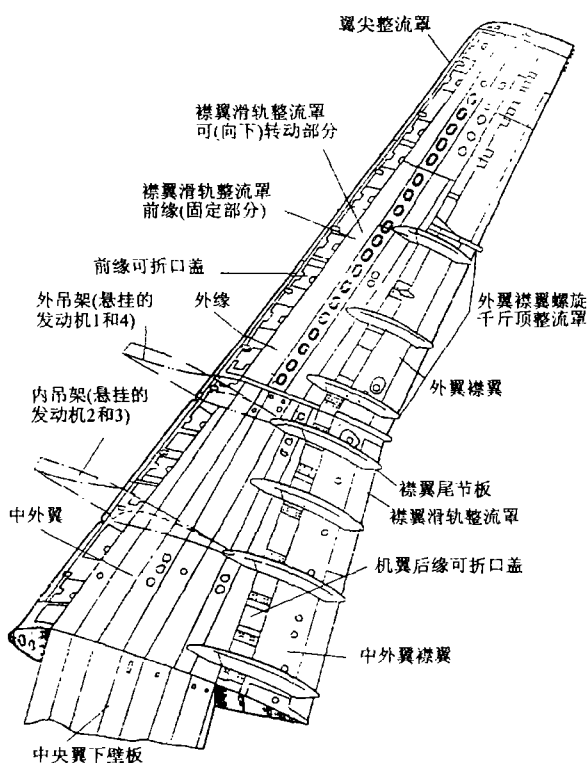


图 4 机翼仰视图

有伺服补偿片,在外副翼上安装有调整片。副翼由翼梁、前缘桁条、辅助翼梁、根部翼肋、末段翼肋、标准翼肋、加强翼肋和蒙皮组成。

3.2.5 减速板

在中外翼的后缘配置有四段减速板,每一段都悬挂在安装于翼肋尾段的两个支座上。减速板各段均为单梁式的蜂窝结构,各段前边缘为槽型梁,后边缘为楔形桁条,两端面为翼肋,上、下蒙皮间填充着蜂窝芯子。

3.2.6 扰流板

在外翼后缘配置有四段扰流板。各段均为楔形蜂窝板,前边缘为槽型梁,后边缘为楔形桁条,两端面为翼肋,上、下蒙皮间填充着蜂窝芯子。

3.3 尾翼

T型悬臂式全金属尾翼,用来保障飞机的稳定性和操纵性,由水平尾翼、垂直尾翼和整流罩组成。

水平尾翼由水平安定面和带调整片的升降舵组成,水平安定面安装角可调;垂直尾翼由带后掠角的垂直安定面、方向舵、伺服补偿器和调整片组成;整流罩在水平安定面和垂直安定面对接处,以保证尾翼完好的流线型。

在水平安定面和垂直安定面前缘还设有电加热设备,在尾翼内部还设有无线电技术设备部件和天线,以及操纵舵面的部件。整个垂尾通过 74、82、86 框与机身相连。

3.4 动力装置

装备 4 台前苏联第一代涡轮风扇发动机 D-30KP-2/1,通过短舱挂架安装在机翼下,发动机推力量级在 12000kg 左右,涵道比 2,翻修寿命 2000h。每台发动机都装有蚌壳式反推力装置。总燃油重量 90t。机身每侧内外发动机分别距机身对称面 6.35m 和 10.6m。

3.5 起落架

3.5.1 起落架结构

IL-76 飞机为液压可收放的前三点式起落架,多支柱(5 个支柱)多轮(20 个低压机轮)式结构,可满足飞机在水泥、土跑道上安全起降的要求。

起落架结构包括一个前起落架和 4 个主起落架,每个起落架支柱上都装有成对双轮式 4 个机轮。前机轮为辅助制动轮,用于收上起落架时刹住机轮,主机轮均装有自动防滑机构的盘式液压刹车装置。主轮尺寸 1300mm×480mm,前轮尺寸 1100mm×330mm。

前起落架结构见图 5,主起落架结构见图 6。

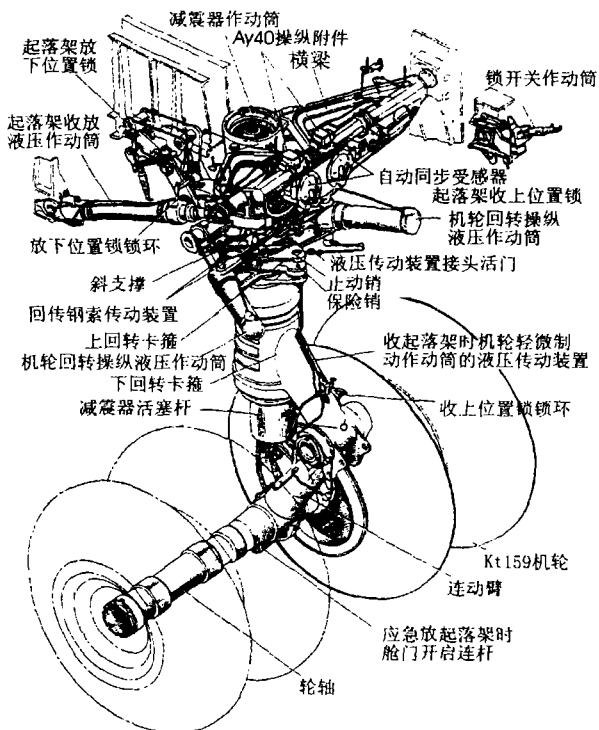


图 5 前起落架结构图

前起落架为半摇臂式,安装在机身前段接耳

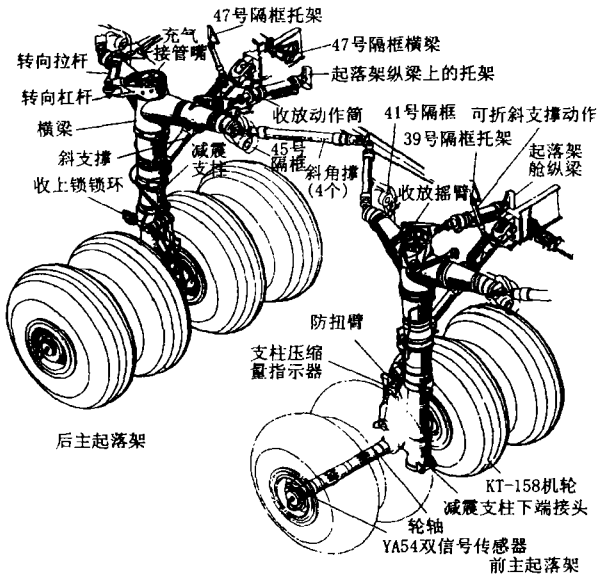


图6 主起落架结构图

上；4个主起落架结构形式完全一样，为支柱式，它们呈串列式平行于飞机对称轴线，安装在机身大梁上。飞机的起落架舱只有在飞机收放起落架时才打开，当起落架处于其它任何状态均关闭。

前起落架沿飞行方向向前收起，主起落架垂直飞行方向向里收起，在收起过程中，机轮和缓冲支柱随着支柱的收上绕缓冲支柱的轴线转动 90° ，与飞行方向平行，然后收置于主起落架舱里。所有的起落架在收起和放下位置均由机械锁锁定。另外飞机上还有一套机械应急放起落架系统，此时起落架放下后，主起舱门由刹车蓄压瓶提供压力关闭，前起舱门不关闭。

起落架的收放由飞机的两个液压系统来实施：即1号液压系统（左）收放前主起落架、前主机轮刹车；2号液压系统（右）收放后主起落架、前起落架及后主机轮刹车。两个液压系统互为应急放系统。工作液的流量和收放起落架及舱门的液压作动筒，均由飞行员中央操纵台上的电磁按钮旁的电动液压开关来操纵。

两个液压系统均可为前轮转弯作动筒提供压力。滑行时前轮可手操纵左右极限转动 50° ，使飞机能在40m内转弯。

飞机上还安装有指示起落架收上和放下以及舱门运动情况的灯光信号和音响信号的指示系统，当飞机不能准确收放起落架（或其中之一不能收放）时，这些信号装置会自动报警。但每个起落架只有一套指示装置，指示其舱门的开闭情况，因为在起落架的收放过程中，各机构的运动是有次

序的，一个运动完成后，才压通另一个运动活门，执行下一个运动，当其中的任何一个环节出故障，舱门都不能正常关闭。

3.5.2 起落架特点

(1) 采用多轮多支柱式结构，且轮胎装有胎压调节系统，使飞机能在简易土跑道起降。

(2) 前起采用半摇臂式结构，在不平跑道上能吸收部分水平方向的撞击能量，也有利于防止前轮摆振。

(3) 前起缓冲支柱采用油-气式双腔缓冲器，在不平的跑道上滑跑越过凸包或凹坑时，可显著降低缓冲支柱上的垂直载荷，提高起落架结构的疲劳寿命。

(4) 前轮安装有辅助刹车系统，在收前起过程中，可使机轮停止转动，避免引起前起舱振动，还可防止机轮甩抛泥污，弄脏或打伤舱内结构和设备。

4 系统分析

4.1 环控系统

IL-76飞机环控系统包括空气调节系统和气密舱压力调节系统两部分。

4.1.1 空气调节系统

空调系统可保证在地面和飞行中向飞机各气密舱和其它用气系统提供经过调节的空气。空调系统由发动机引气分系统、供气系统、机舱温度调节系统和机舱大气通风系统等组成。

1号和2号发动机的引气系统构成左侧引气分系统，3号和4号发动机引气系统构成右侧引气分系统。发动机引气系统具有以下附加功能：

- (1) 向机翼前缘的热空气防冰系统输送空气；
 - (2) 保证在地面用辅助动力装置或机场空气起动装置启动发动机之前对发动机滑油附件进行集中加温；
 - (3) 利用机上辅助动力装置，或机场空气起动装置，或正在工作的发动机的引气借助于空气起动发动机；
 - (4) 在飞行中对机上辅助动力装置的滑油附件进行加温；
 - (5) 向警笛系统输送气流；
 - (6) 对特种设备组件进行增压和冷却。
- 空气从左、右两组发动机流向左、右供气分系

统,气流参数调节后,进入机舱温度调节系统的各个子系统,保证:

- (1) 对三个密封舱以自动调节供气量和分别自动调节舱内气温的方式进行增压、调温和通风;
- (2) 用机上通风机向机组人员补充供冷气;
- (3) 在飞行中和地面上对机组人员的专用装备进行通风;
- (4) 对座舱和尾舱的风挡玻璃吹风;
- (5) 对无线电设备和专用设备进行增压冷却;
- (6) 对救生筏进行加温;
- (7) 飞行中用大气对气密舱进行通风。

4.1.2 气密舱压力调节系统

压力调节系统用来在不同的飞行高度上按照机舱压力制度自动调节各舱的压力,以保证人员正常的活动。自动调压工作是借助于气动装置在全部三个舱内分别进行的。

各舱内的最大余压自动保持在 (49 ± 2) kPa。

机组人员舱和货舱内的压力调节是从机场标高或任一给定高度自动进行调节。每个舱设置两个排气活门和一个压力调节器,此外,还各有一个安全活门。在各舱可手动进行调节。

座舱和货舱内调压装置是重复设置的,每个舱内的一对排气活门都可以人工或自动转换到由控制另一舱内排气活门的压力调节器进行工作。

压力调节系统具有双余压调节功能。

压力调节系统还具有防止气密舱压差过大和反向压差保护功能。

每个气密舱或各舱可同时解除气密,由主系统或应急系统在地面和空中进行。应急解除气密时,向各舱的供气同时切断。

在水上迫降时,可强制关闭位于机身下部各舱的排气活门,并切断向各舱的供气。

4.2 供电、电气系统

IL-76飞机电源系统由交流主电源、交直流二次电源、辅助电源、应急电源和地面电源组成。而飞机配电系统由交、直流配电网组成。

(1) 交流主电源:115/200V交流电,由4个通道组成,每个通道有快速传动装置、交流发电机、控制装置、电流互感器、汇流条转换装置、电源监控器及主接触器等。

(2) 直流二次电源:直流电源是由变压整流器将机上115/200V三相交流转换成28.5V直流电。分左右两侧,每侧内有两台容量为200A的变

压整流器,及直流控制保护器、接触器、电源监控器。

(3) 交流二次电源:由一台电源变压器,将机上115/200V三相交流电变成36V,400Hz三相交流电。

(4) 辅助电源:由APU驱动的40kVA交流发电机和12kW直流起动发电机,在地面及空中电源系统故障时,提供交、直流电源。

(5) 应急电源:应急直流电源由4块25Ah的镉镍蓄电池,应急交流电源则由一台1000VA的单相115V静止变流器和一台125VA三相36V静止变流器组成。

(6) 外部地面电源:机上装有交、直流地面电源插座。

配电网结构为辐射型二极配电。交流配电网分两级,一级为中央配电装置,二级为断路板和配电箱。直流配电与交流相同。电气系统指非航电类用电系统,包括起落架收放、襟翼收放、方向舵平尾操纵、座舱温度控制、火警和灭火系统、生活服务设施、机内外照明系统等。

4.3 操纵系统

IL-76飞机操纵系统由主操纵系统、辅助操纵系统和辅助操纵装置三部分组成。主操纵系统包括升降舵、方向舵和带扰流板的副翼操纵。辅助操纵系统则由襟翼、缝翼、减速板、扰流板及可调水平安定面操纵组成。辅助操纵装置包括副翼和方向舵上的电动调整片、弹簧助补偿器、升降舵上的助力调整片。IL-76飞机三个主操纵系统均为助力操纵,采用带单独液压源的随动式液压传动装置。

4.4 防火系统

防火系统包括着火、过热探测系统及灭火系统,IL-76飞机有四个火险区:发动机短舱、机翼前缘、辅助动力装置舱、右整流罩舱。在这些区域各布置有一整套防火设施:火警信号、火警探测、灭火部件及灭火控制部分。

火警信号为控制面板上红色火警信号及耳机中的语音信号。

火警探测采用CCII-2A2批探测装置。灭火部件在发动机短舱、机翼前缘和辅助动力装置舱内装有3个2-16-7型灭火瓶,总剂量67.8~72kg(114B₂氟冷剂),驾驶舱内装有2个OP-1-2和O-20-30型手提式氟冷剂灭火瓶,货舱内装2个OP-

2-6 和 O-20-30 型灭火瓶。

灭火控制通过装在驾驶舱上方防火系统控制信号面板(YCAC)上的转换开关来完成。

4.5 燃油系统

IL-76 飞机燃油系统由：燃油箱及其通气、供油及传输、地面压力加油及放油、燃油测量、冷凝液排放等分系统组成，按要求的压力和流量持续向发动机和辅助动力装置供油。布置在左右机翼内的 12 个油箱均为整体油箱，分为四组，每组三个油箱，有主油箱(T)、辅助油箱(Д)和备份油箱(P)。油箱总容量为 84840kg。

IL-76 飞机燃油系统采用 СПУТ-1 燃油程序控制与测量系统以测量每个油箱中的储油量，每

组油箱及飞机总油量，控制耗油顺序，输出油箱应急余油信号和控制压力加油电动活门关闭等，基本具有燃油管路系统的特点，但其自控部分是机械电子式，并非计算机式。

4.6 液压系统

(1) 液压系统组成及功能

IL-76 大型运输机液压系统由两套互相独立的 1 号、2 号液压系统组成，每套分别设有两台由发动机驱动的液压泵为主液压源，每套还配有一台交流电动泵作为辅助液压源，另外还设置刹车蓄压器作为应急能源使用。图 7 给出了液压系统附件分布图。

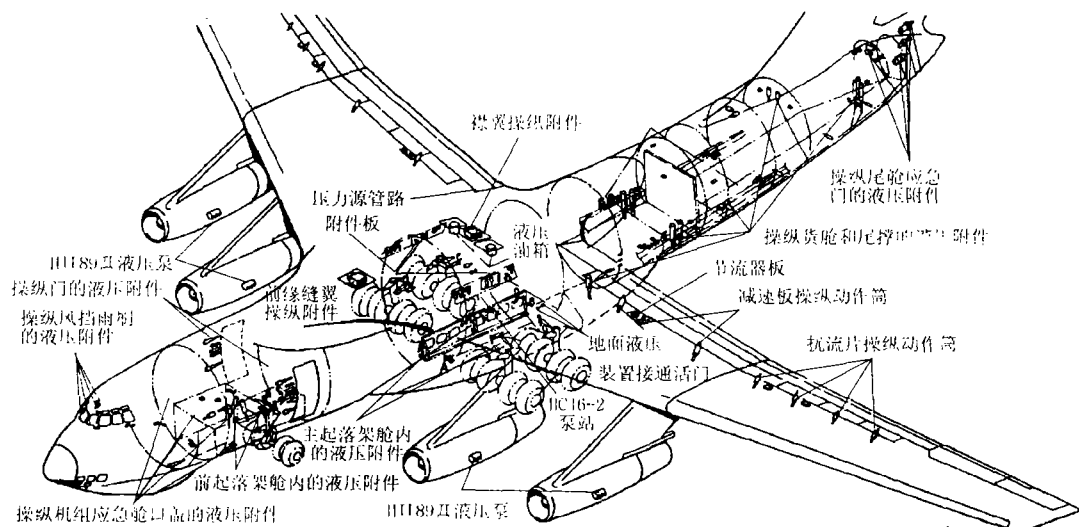


图 7 液压系统附件分布图

1 号液压系统向以下部位提供液压源：左/右登机门、前轮转弯、左风挡雨刷、机组应急舱门、外扰流板、摄像舱门、前缘缝翼、前主起机轮刹车、前主起收放、应急放后主起和应急关闭其舱门、襟翼、外减速板、装卸斜台、密封舱门、中舱门和侧舱门、尾撑、尾舱应急舱门。

2 号液压系统向以下部位提供液压源：左/右登机门、前轮转弯、前起收放、右风挡雨刷、机组应急舱门、内扰流板、前缘缝翼、后主起机轮刹车、应急放前主起和应急关闭其舱门、收放后主起、襟翼、内减速板、装卸斜台、密封舱门、中舱门和侧舱门、尾舱应急舱门。

(2) 液压系统的特点

IL-76 飞机液压系统的工作压力为 $210 \times 98\text{kPa}$ ，使用 AMT-10 液压油作为工作油液，整个

系统中大约需要注入 200L 液压油。操纵系统有独立的液压系统，与飞机液压系统无关。飞机上有地面工作接头，飞机在地面时可以用地面设备为系统增压。

液压系统承担工作量大，附件众多，分布面广，工作关系复杂，电气操纵介入较多，是机械故障的多发系统。

4.7 起落架控制系统

IL-76 飞机起落架系统由起落架收放、前轮转弯和机轮刹车系统三部分组成，见图 8。

IL-76 飞机起落架收放系统结合该机双主起的特点，同时使用两套液压系统进行收放。为协调控制舱门和起落架的运动，大量采用终点电门进行控制。该机起落架收放系统故障率低是成熟而实用的技术。

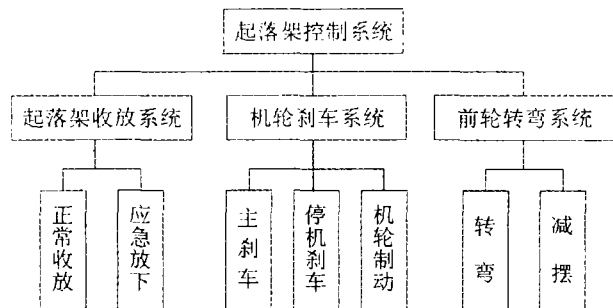


图 8 起落架控制系统图

该机刹车系统采用惯性传感器加电磁阀的刹车系统,刹车效率低,但设计简单、维护方便。

前轮转弯系统具有大角度、小角度转弯和减摆功能,操作灵活、转弯半径小,但其设计较为复杂,机构设计和电路设计都有很高难度。

4.8 照明系统

飞机内部照明:对机舱、货舱、设备舱、辅助舱的一般照明和对台、控制板、面板、部件设备装置、局部照明或专用照明。

飞机外部照明:包括着陆滑行、水平安定面辅助照明灯、机翼前缘和发动机舱探冰灯、货场照明灯、航行灯、防撞灯、轮廓灯、编队灯,为飞行安全提供保证。

4.9 氧气系统

IL-76 飞机氧气系统包括机上氧源、显示装置、机组成员和货舱空运人员供氧系统,以保障高空飞行、舱内出现烟雾或飞越污染区时提供氧气。便携式氧气设备为高空飞行人员进入失密舱时使用。降落后勤氧气设备为机组人员应急离机时供氧。

IL-76 飞机上装有 24 个 YBIII-25/150 通用球形氧气瓶,工作压力 14.7MPa,容积 25L。3 个工作压力为 2.94MPa 供机组成员使用的 KA-19 和 9 个供空运人员使用的 KA-21 便携式氧气设备,此低压设备重量轻,安全。

机组成员紧急离机时,氧气面罩自动与固定式氧气设备断开,由伞氧向面罩供氧,伞氧又可作为备用氧源。

空运人员氧气系统分 9 个独立供氧管路,连续供氧根据飞行高度自动接通,并改变供氧压力。供氧点为 8 个独立组,4 个组固定,4 个组是可卸,只供运送空运降人员和伤员时安装,通过 KM-15H 氧气面罩从集体使用氧气站得到供氧。

4.10 供水、排污系统

供水系统由两个可卸水箱、管道和洗脸池龙头组成,供洗涤用水。排污系统包括洗涤污水处

理和便污处理两部分。洗涤污水通过排水管利用飞机内外压差直接排出机外。便污物采用自循环式污水处理系统,通过抽水马桶收集污物安全卫生地存放及再循环冲洗。

4.11 辅助动力装置系统

IL-76 飞机的 APU 系统包括:带交、直流发电机的 TA-12A 燃气涡轮发动机、供油、预热、防火、进排气、起动、操纵与指示、起动发电机、配电箱 ПСГ-6ТА、起动箱 АПД-30МТА、电子调节器 3PPД-12、计数器 726AM,以及连接电缆、插接件、继电器等组成的电器系统。APU 可产生压缩空气来起动主发动机,给空调系统供气,也可以由它产生的机械功率带动 40kVA 的交流发电机和 12kW 的直流起动发电机,后者也是它本身的电起动机。APU 发动机装在左侧主起落架前整流罩的不密封舱内。

4.12 自动飞行控制系统

IL-76 飞机 CAY-IT-2B 自动飞行控制系统是模拟主备式两余度系统,功能为:三轴稳定、协调转弯/爬高/下降、稳定高度/M/表速、航向/倾斜阻尼、I 类自动进场、飞行指引、俯仰自动配平、综合控制导航。

IL-76 飞机自动飞行控制系统功能较全。系统包含部件品种多、重量大、体积大、综合性能差、技术落后。

4.13 应急救生系统

IL-76 飞机应急救生系统组成如图 9 所示:

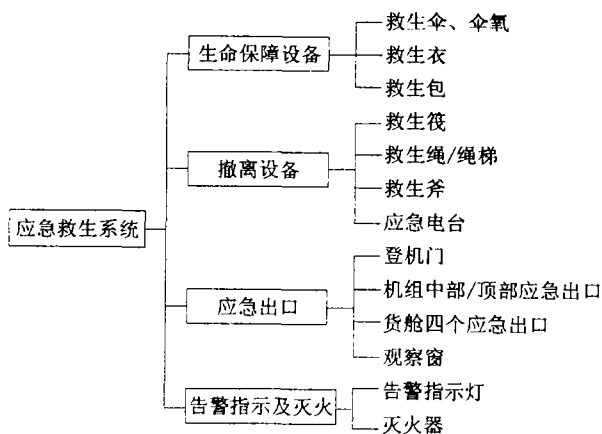


图 9 IL-76 飞机应急救生系统

应急救生系统为所有机组成员和其他乘员在空中应急和应急着陆/着水情况下提供安全撤离。

IL-76 飞机为军用运输机,其应急救生系统还包括空中应急即跳伞离机。(下转第 35 页)