

美苏第二代战斗机用发动机结构设计对比

Structure Design Difference Between America and Soviet Second Generation Fighter Engines

■ 陈光

20世纪50年代，美苏两国均发展了大批军用飞机，包括战斗机、轰炸机、军用运输机与侦察机等，相应的发动机型别也较多。通过比较分析其典型结构设计，可以大致判断出美苏第二代战斗机发动机的不同特点。

美国的F-104、苏联的米格-21和法国的“幻影”3被誉为20世纪60年代世界三大高性能战斗机。

其中，美国F-104的设计工作始于1951年，原型机于1954年3月4日首飞，1958年2月20日投入使用。该机有多种改型，共生产2578架，所采用的发动机为GE公司的J79加力式涡轮喷气发动机，另一型双发双座的F-4“鬼怪”战斗机也采用J79发动机作动力。F-4设计于1956年，最初是为美国海军设计的，后来也被空军所采用。其原型机于1958年5月27日首飞，1960年12月30日交付美国海军，1963年11月交付空军。该机也有多种改型，共生产了5159架。

与F-104齐名的同时代苏联米格-21战斗机于1953年设计，原型机于1955年首飞，1958年投入使用，共生产11496架，有多个改型，其初始型号所用发动机为R-11F-300双转子涡轮喷气发动机，以后的型号则采用R-13-300双转子涡轮喷气发动机，两者结构基本相同，只是后者的高压压气机由3级增为5级。

F-104、F-4与米格-21均属于第二

代战斗机。因此，J79与R-11F-300是同时代两型发动机。本文对美国用于F-104与F-4战斗机的J79发动机与苏联用于米格-21战斗机的R-11F-300发动机从主要参数（见表1）和结构设计上进行对比分析。

美国的J79涡轮喷气发动机

J79是美国GE公司在20世纪50年代研制的，第一次地面试车台试验是在1954年6月8日，第一次飞行试验是在1955年5月20日，1955年12月8日完成了25h的定型试车。J79用

于B-58轰炸机，F-104、F-4与A-5战斗机等，除在美国生产外，还在比利时、加拿大、德国、以色列、意大利及日本生产，在30年时间内共生产17000余台。

J79由17级压气机、环管式燃烧室、3级涡轮与加力燃烧室组成，是压气机级数最多的单转子涡轮喷气发动机之一，如图1所示。其压气机共17级，增压比为13.5，为了扩大压气机工作范围，使其在工作包线内不出现喘振，由0级到6级共7级静子叶片是可调节的，是采用可调叶

表1 R-11F-300与J79发动机主要参数比较

参数	R-11F-300	J79
压气机级数	6	17
可调叶片级数	0	7
涡轮级数	2	3
总级数	8	20
增压比	8.9	13.5
平均级增压比	1.438	1.165
涡轮前燃气温度/K	1228	1205
中间推力/kN	38.7	53
耗油率/(kg/(N·h))	0.095	0.087
加力推力/kN	60.6	80
耗油率/(kg/(N·h))	0.242	0.2
发动机长度/m	4.6	5.3
发动机直径/m	0.906	1.0
推重比	5.5	4.61

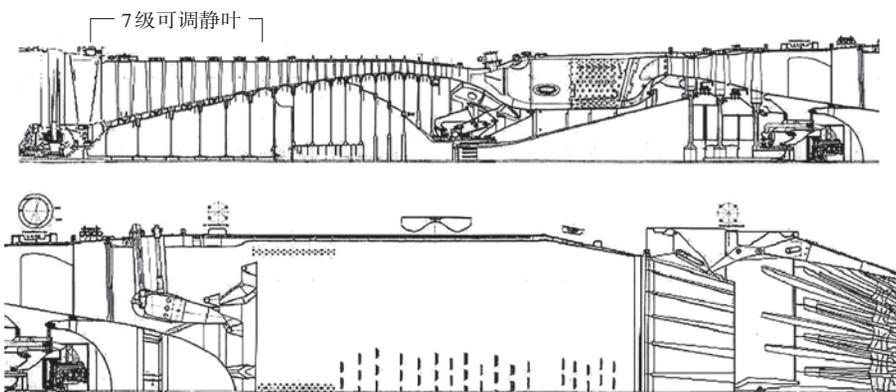


图1 J79发动机(上图为主机部分,下图为加力燃烧室及可调尾喷管)

片级数最多的发动机之一。

J79发动机性能参数包括:涡轮前燃气温度为1205K,增压比为13.5,推重比为4.61,中间推力为53kN,耗油率为0.087 kg/(N·h),最大加力推力为80kN,耗油率为0.2 kg/(N·h),发动机长为5.3m、直径为1m。

苏联的R-11F-300涡轮喷气发动机

R-11F-300是苏联图曼斯基设计局于1953年设计的,1956年年初第一次试车,同年开始批量生产,主要用于米格-21,以及苏-15与雅克-25,有多种改型,共生产20900余台。

R-11F-300是苏联的第一种双转子涡轮喷气发动机,如图2所示,

由3级低压压气机、3级高压压气机、环管式燃烧室、1级高压涡轮、1级低压涡轮与带可调尾喷管的加力燃烧室组成,压气机与涡轮共8级,是世界级数最少的双转子发动机。6级压气机的增压比为8.9,平均级压比为1.438,不仅在当时是级压比最高的压气机,现在也是最高的。

R-11F-300的主要性能参数包括:增压比为8.9,涡轮前燃气温度为1228K,中间推力为38.7kN,耗油率为0.095kg/(N·h),最大加力推力为60.6kN,耗油率为0.242kg/(N·h),长度为4.6m,直径为0.906m,质量为1124kg,推重比为5.5。

R-11F-300与J79发

动机结构设计的比较 压气机和涡轮的级数

R-11F-300压气机加涡轮只有8级,J79有20级,其中还有7级可调静叶,显然,R-11F-300的级数比J79少12级,当然零件少,发动机质量轻,长度短。但增压比小,单位推力小,因此,虽然两型发动机的直径相差不大,分别为0.906m和1m,但推力却相差较大,分别为53kN和80kN;另外耗油率相差也较大,分别为0.095 kg/(N·h)和0.087 kg/(N·h),所以R-11F-300性能较差,但它能满足飞机总体性能要求。

压气机叶片

R-11F-300的叶片是按小展弦比设计的,而J79的叶片是按大展弦比设计的。小展弦比的叶片宽且厚,除抗外物打击性能与抗振动性能较好外,气动性能也较好,叶片数目也较少。R-11F-300是最早采用小展弦比叶片的发动机,而英美当时的发动机全都采用大展弦比。

压气机转子

两型发动机均采用了盘鼓混合式转子,但轮盘与鼓环连接方式却不同。R-11F-300轮盘与鼓环间采用了带紧度的止扣连接,在配合处还采用径向销钉,如图3所示,使

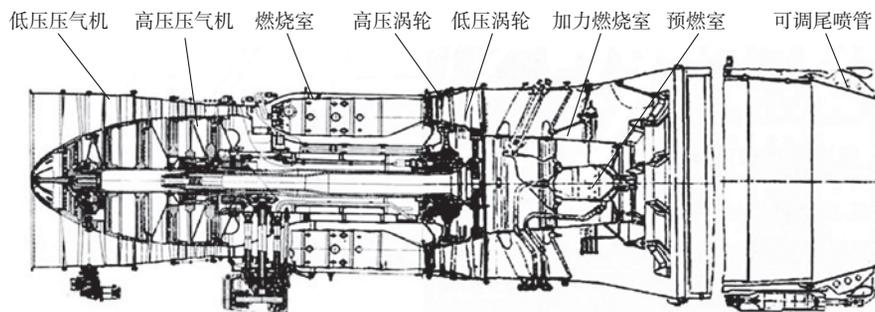


图2 R-11F-300发动机总图

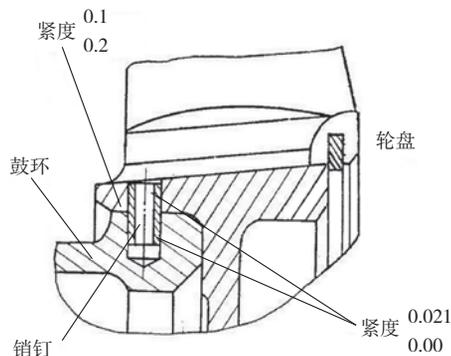


图3 鼓环与轮盘用圆柱面定心紧度配合

连接更牢固。这种连接方式在苏式发动机中采用较广，不仅用于压气机盘鼓连接，也用于轴与轮盘以及涡轮。J79压气机转子中，轮盘与鼓环间采用了多个短螺栓的连接方式（普惠公司同时期的发动机采用多根长螺栓连接）。两种连接方式中，R-11F-300带紧度的止扣连接零件数少、质量轻，但组装好后不可拆。GE公司在CF6中也采用了这种连接方式，但是没有销钉，说明这种带紧度的止扣连接在焊接转子出现前是一种较好的连接方式。

压气机无进口导向叶片

R-11F-300低压压气机无进口导向叶片，这种设计不常见，目前只是在大涵道比涡轮风扇发动机中采用。由于无进口导向叶片，于是R-11F-300的低压压气机转子前支点被后移到第1级和第2级之间，通过第1级导向叶片将轴承载荷传到机匣。

斜榫根

R-11F-300压气机平均级压比较高，第1级叶片中，前缘比后缘低得较多，但叶尖处前后缘直径相同，所以在叶根处形成了较大的斜坡，如图4所示，这种结构在现代大涵道比涡扇发动机风扇叶片中是常见的。在R-11F-300中将叶片榫根的底部做成与叶根处斜坡平行，成了斜榫根，为此轮盘外缘做成前小后大的斜坡，装叶片的榫槽也做成斜的，由于榫根与榫槽均做成了斜的，叶片离心力在榫槽方向有较大的槽向分力，为了锁住叶片，需用1~2个大销钉才能防止叶片从榫槽中窜出。西方国家的发动机很少这么做，但在苏联的发动机中却采用较多，例如，第三代战斗机苏-27用的AL-31F第1级风扇叶片也是做

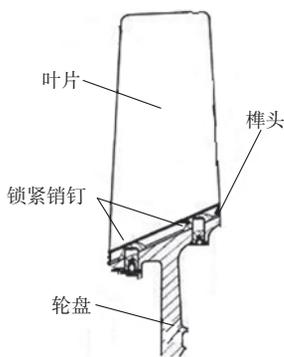


图4 R-11F-300低压压气机1级工作叶片斜榫根

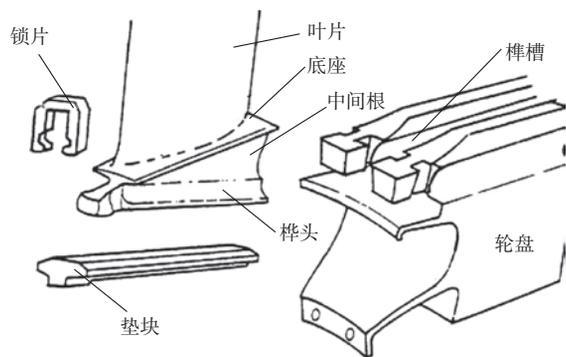


图5 CFM56-3的风扇叶片与风扇轮盘图

成斜榫根的。

图5为CFM56-3的风扇叶片与风扇轮盘图，叶片底座与轮盘中心线有较大的倾斜角，但榫根与中心线平行，底座与榫根用中间根连成一体，这样，叶片作用在榫根处的槽向力（在这种设计中，槽向力即轴向力）仅是气动力引起的，因此只需用常规的锁片即可将叶片锁紧在轮盘的榫槽中。

中介轴承

R-11F-300低压转子通过两个中介轴承支承于高压转子中，如图6所示。

在图6中，低压转子中滚珠轴承和低压涡轮前滚棒轴承为中介轴承，低压压气机后端通过低压转子中滚

珠轴承支承于高压转子中，低压涡轮前端通过低压涡轮前滚棒轴承支承于高压转子中，采用中介轴承后，使整台发动机的轴承腔与承力框架减少，相应的零件数也可以减少，R-11F-300是最早采用中介轴承的发动机。GE公司在F101中首次采用中介轴承，随后在F110、F404与CFM56系列中也采用中介轴承；普惠公司直到F119中才采用；苏联的AL-31F与D-33也采用了中介轴承。但除了R-11F-300是将低压转子通过中介轴承支承于刚性好的且是两支点的高压转子中，其他发动机均是将高压转子通过中介轴承支承于刚性差的三支点低压转子上，带来结构设计的一些问题。

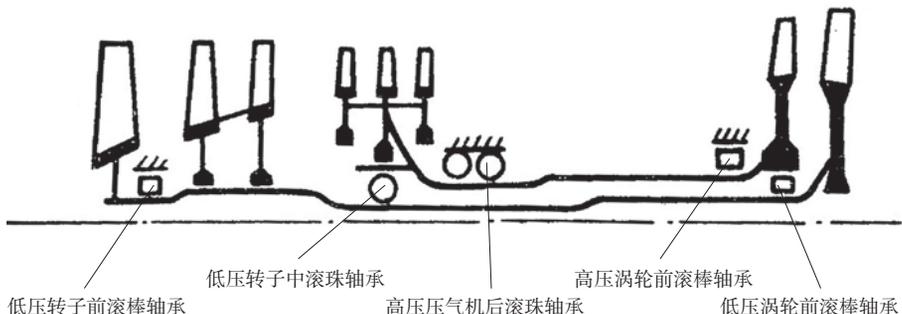


图6 R-11F-300转子支承方案

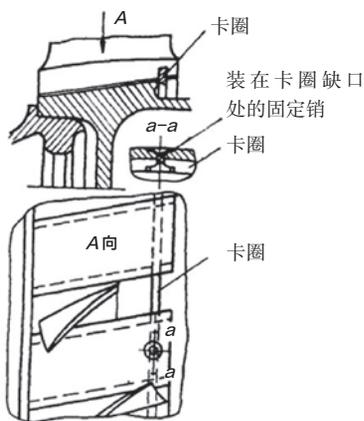


图7 R-11F-300工作叶片用卡圈锁紧

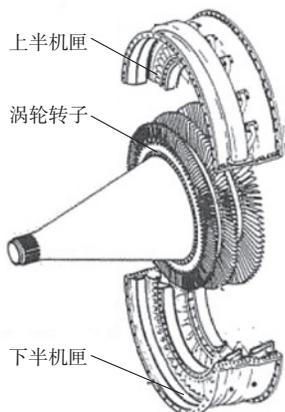


图9 J79涡轮对半开的机匣

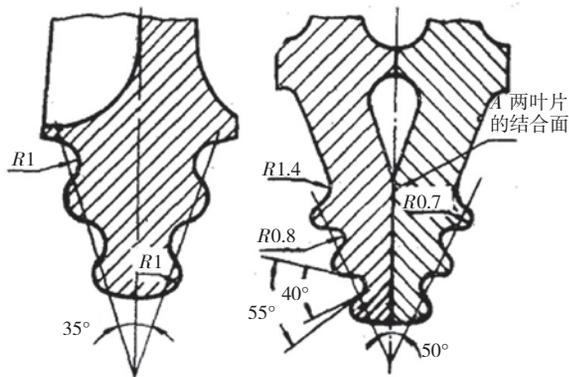


图10 双榫根叶片与普通榫根叶片的比较

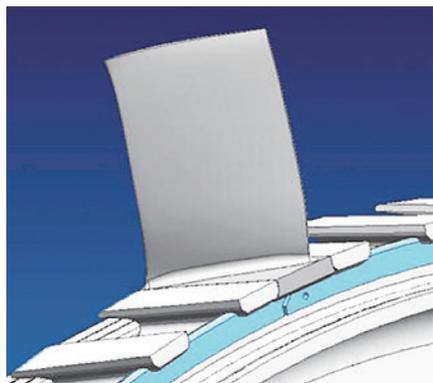


图8 遛达1000中压压气机叶片用锁紧卡圈锁紧所有叶片

用锁紧卡圈锁紧工作叶片

R-11F-300压气机中,除第1级采用销钉锁紧叶片外,其他5级均采用1个特制的锁紧卡圈将所有叶片锁紧于轮盘中的设计,如图7所示,大大地简化了装配工作,英美发动机没有采用这种结构,只是罗罗公司在为波音787研制的遛达1000发动机的中压压气机叶片采用了,罗罗公司在宣传遛达1000的资料中除附有如图8所示的照片外,还称这种结构是罗罗公司的技术创新。

燃烧室

两型发动机均采用环管式燃烧

室,是由管形燃烧室向环管式燃烧室过渡的首批型号。

对半开的涡轮机匣

J79的结构设计特点之一是涡轮机匣做成对开的,即机匣由上下两半机匣组成,如图9所示。在绝大多数发动机中,涡轮机匣均做成整体的,沿圆周厚度是一致的,在高温环境条件下工作时变形也是一致的,能保证叶尖间隙的均匀性。而对半开的机匣,有纵向安装边,会使沿圆周刚性不均,在高温环境下工作时,机匣沿圆周变形不一致,会造成叶尖间隙沿圆周不均。但是采用对半机匣时,会使涡轮部分的装配变得较容易。由于J79涡轮采用对半开的机匣,它的后继机型如TF39、CF6的低压涡轮也采用对半开的机匣,而在GE的F101及其后的发动机中均采用整环机匣。对半开的涡轮机匣设计较难,特别是涡轮前燃气温度越来越高时,更不宜采用。

半枞树形榫根的涡轮叶片

J79涡轮叶片榫根做得很特别,

将每个叶片的榫头只做成常规榫头的一半,一对叶片合成一个榫头装在一个轮盘榫槽中,称为双榫根,如图10所示。工作时两个榫头的结合面相互压紧,振动时该面上的摩擦力可以减振。

结束语

从结构设计上将J79与R-11F-300两型发动机进行综合比较,笔者认为R-11F-300的设计应该比J79好,因为它的级数少,零件数目少,质量轻,推重比大(R-11F-300为5.5,J79为4.61),而且采用了许多在当时是创新的设计,例如,小展弦比压气机叶片,转子的盘与鼓环等的连接采用带紧度的止扣配合,中介轴承,环形卡环锁紧整级叶片等,其中有些设计在10年或20年以后才在其他英美发动机中采用。但是它的增压比小,耗油率高及单位推力小;翻修寿命与总寿命短等是其欠缺之处。

航空动力

(陈光,北京航空航天大学退休教授,著名航空发动机专家)