

远程战略轰炸机动力装置发展分析

The Development Analysis to the Powerplants for the Long-Range Strategic Bombers

■ 王奉明 王永梅 / 中国航发研究院 张雷 蔡松治 / 93128部队

远程战略轰炸机均为重型轰炸机，主要用于深入敌后，对军事基地、交通枢纽、经济和政治中心等战略目标实施轰炸，其起飞质量多在200t以上、载弹量大于20t，航程达10000km以上，是一个国家航空军事技术实力的重要体现，在军事上的战略地位不可替代。

由于技术门槛高、研制经费高以及与国家军事需求结合紧密等特点，目前只有美国、俄罗斯拥有远程战略轰炸机。按照服役年代和技术水平，远程战略轰炸机一般被分为三代：第一代分别为20世纪50—60年代开始服役的B-52和图-95高亚声速战略轰炸机；第二代为20世纪70—80年代开始服役的B-1B和图-160可变后掠翼超声速战略轰炸机；第三代为20世纪90年代开始服役的B-2高亚声速隐身战略轰炸机。

远程战略轰炸机动力概况

美国的第一代远程战略轰炸机B-52为亚声速常规布局轰炸机，研制初期安装的是J57涡喷发动机，1960年为增加航程和节省燃油，改为耗油率较低的TF33中等涵道比涡扇发动机；第二代的B-1B为后掠翼超声速轰炸机，考虑超声速突防和兼顾航程要求，采用中等涵道比加力涡扇发动机，配备了涵道比为2的F101-GE-102发动机；第三代的B-2为亚声速飞翼布局隐身轰炸机，为实现内埋安装，要求发动机结构紧凑、迎风面积小，因此选择涵道比为0.8的小涵道比涡扇发动机，是



图1 美国的几型远程战略轰炸机

在F110发动机基础上改进研制的。据资料表明，美国下一代远程战略轰炸机LRS-B为“更加隐身、更加便宜、更加好用”的亚声速飞翼布局隐身飞机，经初步分析，动力装置为在F-35飞机的F135发动机基



图2 苏联/俄罗斯两型远程战略轰炸机

础上研制的。

苏联/俄罗斯的第一代远程战略轰炸机图-95为亚声速常规布局轰炸机，采用TV-2涡桨发动机；第二代图-160为后掠翼超声速轰炸机，考虑超声速突防和兼顾航程要求，采用中等涵道比加力涡扇发动机，即涵道比为2的HK321发动机。有资料表明，俄罗斯下一代轰炸机PAK-DA为亚声速飞翼布局隐身飞机，估计载弹量24t、航程12000~15000km，其配套动力装置的起飞推力应在117.68kN（12000kgf）以上。

表1 远程战略轰炸机及其动力对比

飞机	B-52H	B-1B	图-160	B-2A
研制年代	波音公司1946年开始设计B-52, 1955年服役, 现役型B-52H于1962年服役	1979年在B-1A的基础上开始研制B-1B, 1985年开始批量交付部队	图波列夫公司1976年开始全面研制, 1987年服役	1978年开始研制, 1993年12月开始交付部队
机长/m	48.5	44.5	54.1	21.03
机高/m	12.4	10.4	13.1	2.18
翼展/m	56.4	41.8 (全展开) 24.1 (后掠)	55.7 (后掠角20°) 50.7 (后掠角35°) 35.6 (后掠角65°)	52.43
空机质量/t	83.25	87.1	110	69.7
起飞质量/t	220 (最大)	216.4 (最大)	267 (正常) 275 (最大)	152.63 (典型)
作战半径/km	7210	5543	2000 (Ma1.5) >5000 (最大)	>5000 (最大起飞质量, 高一高一高任务剖面)
最大载油量/kg	—	88450	148000	81646 ~ 90718
最大载弹量/kg	31500	34019 (内部) 26762 (外部)	40000	18144
速度/(km/h)	957 (最大平飞)	1529 (高空) 1130 (低空)	2200 (最大平飞)	259 (进场速度)
实用升限/m	15240	18000	15000	15240
动力装置	8台TF33-P-3/103涡扇发动机分4组吊挂于机翼下	4台F101-GE-102发动机装在中央翼段下方靠近飞机重心处短舱内	4台NK-321发动机装在中央翼段下方两个紧邻并列的发动机短舱	4台F118-GE-100成对内埋式装在武器舱外侧与机翼间
发动机	TF33-P-3/103	F101-GE-102	NK-321	F118-GE-100
研制年代	20世纪50年代	1982年开始在F101-GE-100的基础上研制, 1985年开始装备部队	1983年批量生产	发动机于1982年首次上台运转, 于1992年服役
发动机构型	2级风扇、6级低压压气机、7级高压压气机、环管形燃烧室、1级高压涡轮、3级低压涡轮	2级风扇、9级高压、短环形燃烧室、1级高压涡轮、2级低压涡轮、加力燃烧室	3级风扇、5级中压、7级高压、多喷嘴环形燃烧室、1级高压涡轮、1级中压涡轮、2级低压涡轮、加力燃烧室、喷管	3级风扇、9级高压、短环形燃烧室、1级高压涡轮、2级低压涡轮
推力/kN	75.7 (起飞推力)	133.4 (加力) 75.6 (不加力)	245.2 (起飞推力) 137.3 (中间推力)	84.5 (起飞推力)
空气流量/(kg/s)	209	159.7	365	131.5
耗油率/(kg/(N·h))	—	0.056 (巡航) 0.224 (加力)	0.077	0.068
涵道比	1.36	2	1.4	0.87
总压比	13	26.8	28.4	35
涡轮前温度/K	1144 ~ 1203	1700	1630.5	1700
进口直径/mm	1346	1090	1700	970
最大直径/mm	1570	1402	2150	1180
整机长度/mm	3454	4597	7450	2553
不带加力长度/mm	3454	2610	—	2553

B-2轰炸机动力分析

B-2轰炸机的发展理念对后来远程战略轰炸机的发展具有重要影响，其动力的选型理念和发展理念也值得具体分析和借鉴。

B-2轰炸机采用的F118-GE-100发动机是在F101-GE-100和F110-GE-100发动机基础上，贯彻低成本、低技术风险的研制道路，并根据飞机需求调整低压部件改进而来。该发动机于1982年进行第一次台架试车，1987年具备生产能力，1989年装在B-2A飞机上进行试飞，2002年完成了数控系统的高空台试验。

根据表2数据可以看出，F118发动机的主体结构与F110发动机一致，但是推力有所增大，主要是因为采取以下几个技术措施：一是增加了空气流量，由122kg/s提高到131kg/s；二是增加了压比，核心机压比由9.5提高到11；三是增加了涡轮进口燃气温度，由1371℃提高到1427℃；四是通过去掉加力燃烧室，降低了流道内的阻力，加力燃烧室冷态的总压恢复系数为0.98左右，发动机耗油率基本保持不变，推力增加0.5%。这些改变需要的就是通过调整发动机的控制规律就能实现，无须对发动机进行大改，符合美国一贯追求的低成本和低技术风险理念。

通过上述分析可知，F101发动机为中等涵道比涡扇发动机，具有耗油率低的特点，但是直径较大；F110发动机为中小涵道比涡扇发动机，耗油率相对较高，但是半径较小（比F101发动机小0.22m）。轰炸机追求大航程，要求耗油率要低，美国为何采用F110发动机作为B-2轰炸机动力的改进基础，却不采用耗油率更低的F101发动机为基础？这

表2 三型发动机技术特点

参数	F101-GE-100	F110-GE-100	F118-GE-100
风扇压比	2.0 : 1 (2级)	3.2 : 1 (3级)	3.2 : 1 (3级)
风扇单级压比	1.44 : 1	1.47 : 1	1.47 : 1
高压压气机压比	12.5 : 1 (9级)	9.5 : 1 (9级)	11 : 1 (9级)
高压压气机效率	—	0.85	0.85
涡轮进口温度/℃	1371	1371	1427
高压涡轮级数/级	1	1	1
高压涡轮效率	—	0.87	0.87
低压涡轮级数/级	2	2	2
地面起飞推力/kN	75.55	71.18	82.91
巡航状态推力/kN	16.66 (估算)	—	20.58 (估算)
中间耗油率/(kg/(N·h))	—	0.067	0.070
发动机涵道比	2.01 : 1	0.76 : 1	0.8 : 1
风扇进口换算流量/(kg/s)	163.3	122.4	131.5
发动机最大直径/mm	1402	1180	1180
发动机质量/kg	1814	1769	1452
发动机长度/mm	4600	4622	2553

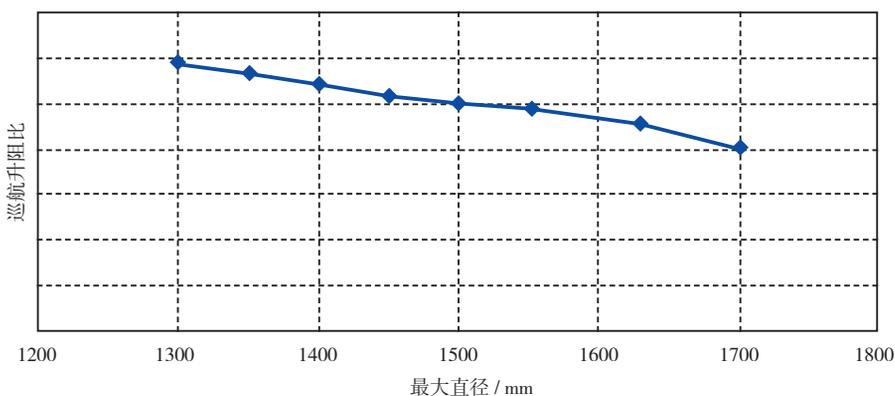


图3 发动机最大直径与飞机巡航升阻比关系

主要是因为，美国在发展远程轰炸机时，从系统的角度对B-2轰炸机的动力选择进行了深入分析。

发动机最大直径对飞机升阻比的影响

对于发动机内埋安装的飞机，发动机最大直径越大，飞机迎风面积就越大，飞机升阻比越低。从图3

中可以看出，对于某一特定的飞机气动布局，当发动机最大直径由1.3m增加到1.7m时，其巡航升阻比下降了约18%。根据布雷盖航程公式，升阻比越小，航程越短。

发动机最大直径对飞机隐身特性的影响

对于发动机内埋安装的隐身飞

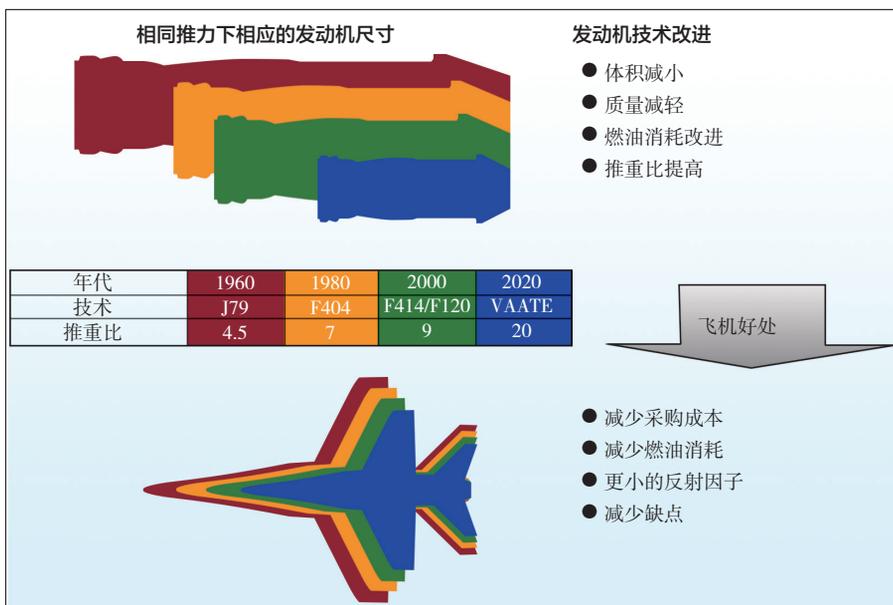


图4 发动机尺寸对飞机的影响示意

机，S形进、排气系统的长度和体积正比于发动机的直径。据研究，S形进气道和S形尾喷管长度是其进气直径的3~4倍时才具有较高的气动效率，拥有较大直径的发动机与较小直径的发动机相比，进行埋入式设计时，遮挡发动机雷达反射的进、排气系统的设计难度就越大，且飞机机体长度将会更大、高度更高。除了隐身不易实现外，还会带来采购成本、燃油消耗增加等缺点。

对于某一特定飞机气动布局，当发动机的最大直径由1.5m增加到1.7m时，原始机体（不采取任何隐身措施）的前向雷达截面积（RCS）增大了33%。因此，包括B-2轰炸机在内的大多数亚声速隐身飞机通常采用战斗机发动机的无加力型。

通过飞机性能计算可以看出，发动机直径的变大虽然会带来发动机推力的增加，同时也会导致飞机机身变厚，引起飞行阻力的增加，发动机推力增加带来的收益甚至会因飞行阻力的增加被完全抵消，B-2

轰炸机选型时就是因为这个原因舍弃了F101发动机。

新一代远程战略轰炸机及配套动力

与前几代相比，美国新一代远程战略轰炸机的发展模式有所突破。一种发展方向是吸取了B-2轰炸机成本高、维修性差的教训，向着低成本、强隐身方向发展。据报道，美国空军在2015年授予了诺斯罗普-格鲁门（诺格）公司新一代远程轰炸机B-21（如图5所示）的工程与

制造发展（EMD）合同，这是美国在冷战结束后发展的首型轰炸机。据分析，该机最大起飞质量为68~80t，内埋载弹量为5.5~9.1t，不进行空中加油的作战半径为3900~4600km，这些参数低于现役的B-2轰炸机，但具有超隐身、作战半径和载弹量适中、武器配置灵活多样、兼备临空打击和防区外打击能力等优势。由于采用低成本技术，B-21造价相对低廉，预计采购数量达到100架。B-21轰炸机预计在2021年年底首飞，2025年服役，可选动力装置包括基于F135发动机改进的涡扇发动机和采用具有更高涡轮前温度的组合循环发动机。

新一代远程战略轰炸机的另一个方向是向着高速化方向发展。2013年美国媒体披露了美国高超声速“察打一体”飞机SR-72概念（如图6所示），由洛克希德-马丁（洛马）公司的臭鼬工厂研发。SR-72作为SR-71侦察机的后继机型，采用无人驾驶模式，飞行速度高达Ma6，可在1h内飞抵全球任何战略目标，集情报收集、侦察、监控、对地攻击等多用途为一体。2017年，洛马公司公布了SR-72的部分细节，动力系统采用两台上下并联式涡轮冲压组合发动机（TBCC），其



图5 美国新一代远程轰炸机B-21艺术渲染图

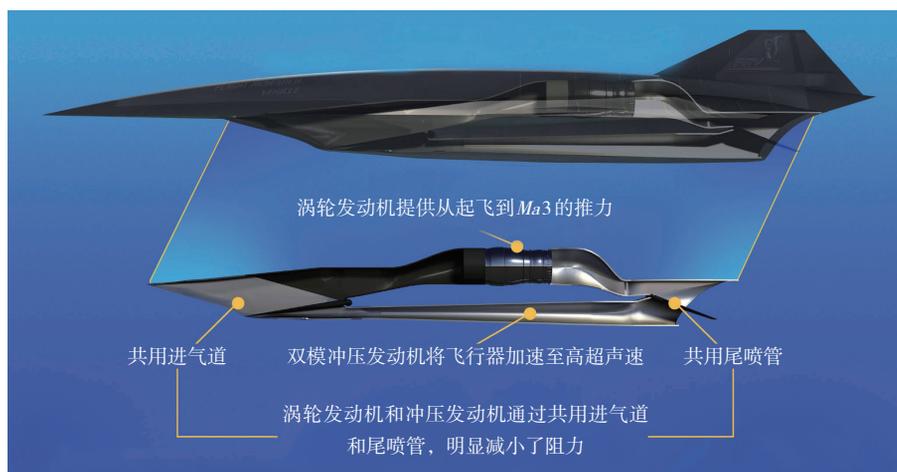


图6 SR-72高超声速验证机采用并联TBCC动力



图7 PAK DA远程轰炸机概念图

中涡轮发动机作为低速段动力可以使飞机从起飞加速至 Ma_3 ，而亚燃/超燃冲压发动机将完成剩余的加速任务。洛马公司的计划是先研制一款与F-22战斗机尺寸相当的缩尺验证机（可能是有人驾驶）来验证相关技术，计划于2023年首飞。

俄罗斯新一代远程轰炸机发展朝着隐身、大航程和大载弹量方向发展。其新一代轰炸机PAK DA（如图7所示）的研发由图波列夫公司承担，采用飞翼气动布局，亚声速飞行，航程超过12000km，具有隐身、长续航（可持续飞行30h）等特点。该项目2009年启动，试验验证样机计划2025年首飞，2028年投入

使用。显然这是一款与B-2类似的远程战略轰炸机，所用发动机据称是在NK-321基础上改进而来，其总体技术水平相比美国的较低，但由于其涵道比大，燃油经济性具有一定优势，有助于航程的增加。

未来远程战略轰炸机动力发展评估

由于采购、维修成本极高，远程战略轰炸机采购数量非常有限，一旦进入服役都会延续几十年，一般不会在短时间内退役，造成远程轰炸机“几代同堂”的现象发生，其配套动力也是新老发动机三代同堂。

未来10年内发展的以亚/超声

速飞行的远程战略轰炸机动力的发展仍将在成熟的常规中小涵道比涡扇发动机基础上进行适应性改进，而不会像当年财大气粗的美国军方一样专门为远程轰炸机开发全新的发动机。另外，GE和普惠公司正在研发的变循环发动机也是非常好的候选动力，因为它能带给飞机不开加力超声速巡航、不同工况下燃油经济性最优、隐身等特性，将大大提升飞机性能。

无人/高超声速组合循环发动机是未来发展方向，虽然美、俄目前在研的远程战略轰炸机都是有人驾驶、亚/超声速飞行，但隐身、火力圈外发射精确制导武器的高超声速突防战术正逐渐被接受，人们不再争论远程轰炸机和战略地地导弹孰轻孰重，反而因为高超速动力越来越成熟而对发展空天远程战略轰炸机充满热情，可选的高超动力包括TBCC、强预冷等组合循环发动机和脉冲爆震发动机。

结束语

从目前的现状来看，拥有远程战略轰炸机的国家只有美国和俄罗斯，且三代轰炸机同时在役，未来新老发动机三代同堂的现象将依然存在。以亚/超声速飞行的远程战略轰炸机动力在未来10年内仍将在成熟的常规中小涵道比涡扇发动机基础上进行适应性改进。同时，随着远程战略轰炸机朝着高速、隐身的方向迅速发展，无人化和以高超声速组合循环发动机为动力的机型也是未来的重要发展方向。

航空动力

（王奉明，中国航发研究院，高级工程师，从事航空发动机总体论证工作）