

引文格式: 雷国东, 徐悦. 未来大型客机发展方向及关键设计技术研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(14): 26-37.

LEI Guodong, XU Yue. Development directions and key design technologies research of future large airliners[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(14): 26-37.

# 未来大型客机发展方向及关键设计技术研究\*

雷国东, 徐悦

(中国航空研究院, 北京 100012)

**[摘要]** 未来大型客机将会朝着新能源化、低能耗化及超声速化方向发展, 并涉及这 3 个方向的综合应用。大型客机新能源化主要是指绿色低碳能源的应用, 包括常温液态可持续航空燃料(Sustainable aviation fuels, SAF)、低温液氢或液化甲烷燃料等。大型客机低能耗化发展包括节能气动布局与节能推进技术以及两者的综合应用, 节能气动布局包括大展弦比布局与翼身融合布局等; 节能推进技术包括超大涵道比加齿轮传动涡扇推进与低噪声桨扇推进技术等; 布局与推进综合应用包括边界层吸入式推进、分布式推进等。超声速化大型客机主要包括各种马赫 2~3 量级的低阻低声爆的大型超声速客机及未来水平起降大型高超声速客机, 声爆抑制、解决大型客机布局与推进的高低速设计矛盾等成为关键设计技术。大型客机的新能源化与低能耗化趋势是基于全球石油能源危机与全球变暖及导致的极端气候应对措施“绿色低碳”倡议与行动而得出, 需要分别从改变能源的“类型”与“数量”方向降低化石碳排放; 而超声速化趋势是基于人类对高速交通工具的迫切需求以及地面轨道交通工具高速化对航空制造业和航空运营企业带来的竞争压力, 以及跨洲跨洋高速交通需求等问题而归纳的。本文通过对大型客机的替代能源、低能耗设计、超声速化的发展趋势和关键技术进行阐述, 为未来民用航空的发展提供新的思路。

**关键词:** 绿色低碳; 可持续航空燃料(SAF); 翼身融合(BWB); 桨扇推进; 边界层吸入式推进(BLI); 声爆抑制

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2023.14.026



雷国东

研究员级高级工程师, 博士, 研究方向为新概念及新能源飞行器设计。

\* 基金项目: 航空科学基金(2019ZA004003); 中国航空研究院五性自立科学基金(ZC272006201)。

未来大型客机将会朝着新能源化、低能耗化及超声速化等方向发展, 包括这 3 个方向综合交叉应用, 如新能源化与低能耗化综合应用、低能耗化与超声速化综合应用、新能源化与超声速化或高超声速化综合应用等。大型客机新能源化主要是指满足“碳达峰与碳中和”政策与国际大趋势要求的绿色低碳航空能源的应用, 包括常温液态可持续航空燃料(Sustainable aviation fuels, SAF)、低温液氢或 LNG(Liquid natural gas)燃料等<sup>[1-4]</sup>。大型客机低能耗化发展方向包括节能概念气动布局与节能推进技术, 以及两者的综合应用即节能概念气动布局综合节能推进技术, 节能概念气动布局包括单纯增大

展弦比的大展弦比气动布局客机, 如支撑翼布局大型客机等, 以及协调展弦比与浸湿面积比的翼身融合布局客机等; 节能推进技术包括超大涵道比加齿轮减速传动涡扇(Gear transferred fan, GTF)推进与低噪声桨扇(Prop-Fan、Open rotor)推进技术等; 布局与推进综合应用包括边界层吸入式推进(Boundary layer ingestion, BLI)及分布式推进等。大型客机超声速化主要包括各种马赫数 2~3 量级常规吸气式推进的低阻力与低声爆的大型超声速客机, 以及未来新型吸气式推进或火箭动力推进的水平起降大型高超声速客机。声爆抑制技术、大型客机的水平起降技术、超声速或高超巡航的气动布局

与推进系统高低速矛盾的解决途径等成为关键设计技术,此外还包括气动热防护、宽速域发动机技术等。

## 1 大型客机的替代能源

未来大型客机的新能源化是伴随着“碳达峰与碳中和”政策与抑制全球变暖及极端气候的大趋势而必须采取的技术,这个发展方向已经逐渐从“全球倡议”转变为收取“碳排放税”等主动制裁手段,尤其是欧盟各国对新能源航空激进地推进<sup>[5-6]</sup>。中国以积极态度向世界承诺实施“双碳”行动以遏制全球变暖和极端气候,而大型客机作为现代高科技工业的典型代表,是发达国家还能大规模盈利的尖端制造业产品,所以中国必须采取有效的新能源化策略以应对可能的技术突袭或者适航规章阻挡,同时应对不确定的国际石油危机等对航空业的打击。

### 1.1 常温替代型燃料

SAF是指可持续航空燃料<sup>[7-10]</sup>,主要包括生物制或清洁电能合成的航空煤油等燃料,大型客机使用的常温SAF与来自化石能源的航空燃料的理化性质十分接近,因而现有的大型客机设计制造框架几乎不需要改动,这也是美国和波音公司坚持研制SAF大型客机的基本原因,美国国内用于制造生物航空煤油的玉米等农作物产量丰富,而且国内人口相对较少,有足够的生物材料制作生物航空煤油,而欧盟和中国没有这个优势;此外美国的PtX技术,包括清洁电能制造航空煤油技术已经取得巨大突破,以来自大气或工厂的二氧化碳、水及清洁电能就可以合成航空煤油,而同期中国和日本等国家也在这项技术上取得了显著进展。用玉米、麻风树种子等制备植物能源产品不仅破坏生物多样性,而且成本过高,因而不会大规模推广,使用工厂化的微藻来制造航空煤油对人类和生物圈不具有危害性,但是需要巨大的投资

和商业运营成本;另外,可以使用工农业和人类生活有机废弃物制造航空燃料,例如利用厨余垃圾中的“地沟油”来制作航空煤油值得推广,但是“地沟油”可收集的量有限,处置成本较高,这限制了该项技术的大规模推广。

SAF在考虑全生命周期时可以是“零碳”燃料,SAF燃料中的碳排放可以完全来自大气圈或者生物圈,排放之后又有等量的碳被生物圈吸收或者PtX转化,在全生命周期总量上是平衡的,因此这类碳排放属于“碳循环”;对大气层和生物圈有害的碳排放是指来自化石燃料的二氧化碳排放,这类碳来自地壳深处,如果人类不去开采,极少有可能会排入大气层和生物圈中,进而造成全球气候变暖和极端气候频发;火山爆发,地震、闪电等自然现象也会使来自地壳内部的碳燃烧造成二氧化碳排放,

但这些与人类工业革命300年以来制造的碳排放相比十分微小。图1展示了“碳循环”和“碳排放”概念的不同,图2展示了PtX电制燃料发展路线。采用清洁电能,结合碳捕集技术、电解水制氢技术、空气分离氮气技术,可以化学合成甲烷、甲醇、氨气等清洁燃料,甚至合成更加复杂的碳氢化合物,例如汽油、柴油、航空煤油等,由于原料来自大气和水,能源来自清洁能源,合成的各种燃料可以成为全生命周期“零碳”燃料。使用这些碳氢化合物而不是液氢的原因在于这类合成工业技术,以及储存和运输、直接应用技术成熟,现有的动力装置不需做出较大改变,此外合成氨可以作为液氢远程运输的中介物质,液氨的运输和储存远比液氢成熟和便捷。

当前基于生物来源燃料的掺混或100%SAF成分的试验飞行器在

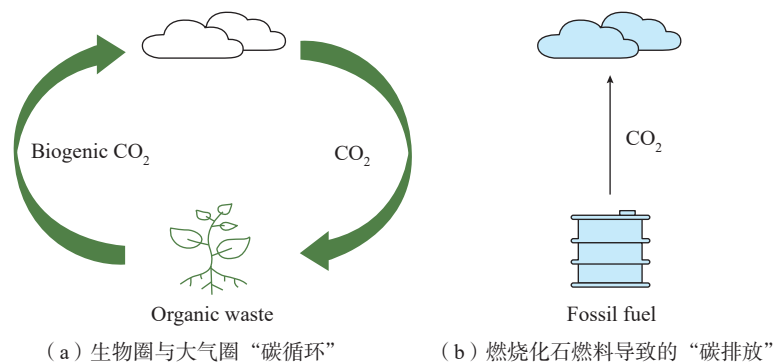


图1 “碳循环”与“碳排放”

Fig.1 Carbon cycling and emission

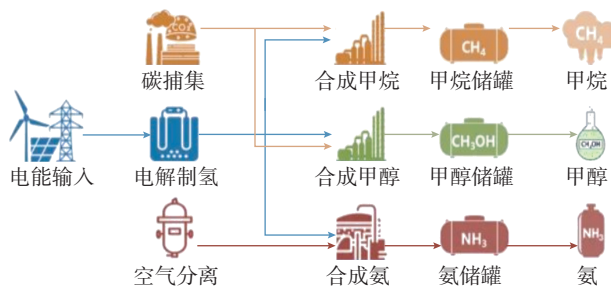


图2 PtX电制燃料技术路线示意图

Fig.2 PtX fuel technical approaches

国内外已研制成功,而基于清洁电能和碳捕集技术合成 SAF 的制造技术在国内外也已获得成功;基于 LNG 燃料的航空技术则在近 50 年前的苏联 Tu-155 客机上就试飞成功,欧盟和 NASA 近年来也提出基于生物 LNG 的概念飞机;LNG 与液氢不同,存储温度高约 90℃,密度是液氢的 7 倍,爆炸极限远窄于氢气,甲烷对金属材料也没有“氢脆”的风险和隐患,市场终端价格远低于液氢,甚至接近航空煤油一半,但其热值却显著高于航空煤油,因汽车、船舶、航天工业应用广泛,所以外围应用配套设施技术十分成熟,是一种潜力极大的可持续航空燃料,生物型与合成型甲烷的生产没有技术门槛。

对于航空业本身,碳排放实际只占人类总碳排放量的 3%,航空行业排放的二氧化碳本身的危害性并不大,但是民航飞机制造的“尾迹云”却对地球温室效应影响显著。“尾迹云”的主要成分是冰晶,来自于发动机排气中的水蒸气,可长时间漂浮于平流层底部。“911 事件”之后全美的民航飞机禁飞,科学家统计并分析了禁飞期间 4000 多个气象站的记录数据,发现相较于非禁飞期间,气温白天偏高、夜间偏低明显,这实际上就是典型的地球温室效应显著削弱迹象,白天没有“尾迹云”反射阳光,地面接受了更多太阳辐射,而夜间没有“尾迹云”的阻挡,地面的热辐射更多地发射到了外太空。

水蒸气实际上也是一种温室气体<sup>[11]</sup>,甚至比二氧化碳和甲烷等典型温室气体更严重,而且水蒸气不能被人类控制,江河湖海大量水源会自行蒸发,地球的温室效应 60% 以上是由水蒸气造成,但国际上并未将其列入需要控制的温室气体名单,正是因其不可控;中国的“火炉”城市如重庆、武汉、杭州、南京等夏季的极端高温,一个重要原因是这些城市位于大江大河附近,大量水蒸气蒸发形

成“桑拿”效应。水蒸气与二氧化碳的主要不同在于水蒸气饱和之后会以雨雪冰雹等形式重回地面,同时溶解一部分二氧化碳形成酸雨回到地表,但“尾迹云”的温室效应却不会以这种形式缓解,而其“保温”效果会充分施展。

## 1.2 低温替代型燃料

低温燃料主要是指液氢或 LNG 等大型客机可以使用的需要低温存储的液态燃料<sup>[12-14]</sup>,即以液氢或 LNG 等作为能源,使用低温燃料航空发动机推进。图 3 是苏联进行飞行试验的低温燃料飞机,其同时成功试验了液氢和 LNG 两种低温燃料。图 4 是欧盟及美国 NASA 和波音公司提出的两种基于生物 LNG 的民用飞机概念,利用了 LNG 相对液氢的高体积能量密度特性。图 5 展示了 SAF、液氢燃料、生物 LNG 对气候影响的增量,如果考虑客机“尾迹云”的影响,液氢客机的温室效应消减效果甚至不如生物 LNG 客机,因为液氢燃料客机制造了更多的“尾迹云”,同时液氢过低的体积能量密度也导致了同级别客机的最大航程相对 SAF 和 LNG 显著减小。液氢作为能源使用的最大优势是质量能量密度极高,相当于航空煤油的 2.8 倍,且能源本身完全没有碳排放;劣势是液氢密度过低导致体积能量密度过低,而且需要极低温度存储(-253℃),导致低温储箱体积庞大,挤压了客机的有效可用容积,同时氢气的易爆炸性与易氢脆性等安全风险问题也必须得到可靠解决。氢气的制造,包括电解水或者甲烷制氢,其大部分来自化石能源,称之为“灰氢”,碳排放不仅没有减少反而增加;如果来源于清洁能源,例如风能、水能、光伏、生物质能源或核能,称为“绿氢”、“紫氢”,这两类氢碳排放显著降低。除了采用清洁能源电解水制氢的成本较高外,氢气的压缩与液化能耗也比较大,同时因为密度

过低导致的储存与运输成本也极高,其单位质量短途运输成本超过了航空煤油的终端价格,这都是氢能源飞机研发与应用中必须解决的主要问题,即制氢成本、储存成本、短途运输成本,其长途直接运输成本甚至超过

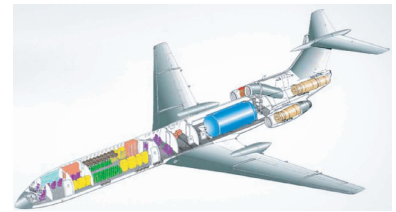
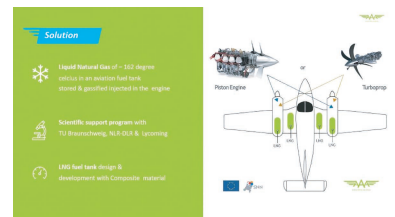


图 3 Tu-155 液氢和 LNG 低温燃料试验飞机  
Fig.3 Tu-155 plane fueled by LH<sub>2</sub> and LNG



(a) 欧盟生物 LNG 飞机概念



(b) NASA 的 LNG 燃料支撑翼客机概念

图 4 欧盟生物 LNG 螺旋桨与 NASA LNG 支撑翼概念飞机

Fig.4 Bio-LNG propeller planes of EU and LNG strut-braced wing plane of NASA

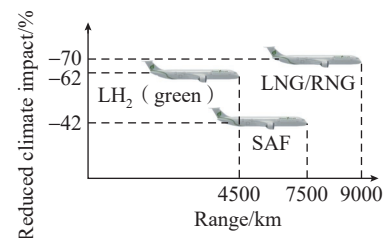


图 5 3 类燃料宽体远程客机航程与对气候影响  
Fig.5 Range and impacts on climate of three kinds of wide-body long range civil planes

将氢转化为液氢再由液氢制氢的成本。液氢可能是未来长途运输氢气的较好中介。

液氢燃料飞机的总体气动设计与现有的客机框架有比较大的差别,见图6和7,同时客机的配套设施,例如机场维护、燃料运输加注等都需要采取一定的改进措施。主要安全性问题有:(1)氢气爆炸极限极宽,为4%~75.6%;(2)氢脆问题,对铝、铁、钛等多种金属存在腐蚀性,存储和传输需预防氢脆隐患;(3)膨胀爆炸问题,液氢极易气化,一旦发生热泄露,储氢或传输装置内部压力增大易于膨胀爆炸;(4)低温伤害性,-253℃极低温度对设备材料和人体都是严重安全隐患,低温泄露极易发生冻伤危害。液氢燃料的市场价格过高,目前同等能量下难以与常规燃料的经济性竞争。

针对氢燃料的存储、传输、应用方面,有人提出将氢气通过吸附或溶解等物理方式获得比压缩氢更大的储氢密度,但是这些技术不成熟,很难应用于航空航天工业。另一类思路则是将氢气通过化学技术(如PtX),制成易于存储、传输、应用的含氢化合物,其典型形式是甲醇、甲

烷和氨气。甲醇常温是液态且易于合成,化学制氨技术也十分成熟且氢气液化容易,但是甲醇和液氢质量能量密度过低难以作为航空燃料使用;在长途运输之后,液氢加热并使用催化剂后易分解为氢气和氮气,而氢气则可直接作为燃料使用;甲烷液化后单位体积含氢量甚至比液氢还高约50%,体积能量密度约为液氢的2.5倍,质量能量密度接近液氢的50%,爆炸极限是5%~15%,沸点大大高于液氢;LNG燃料的存储温度为-162℃,密度为0.43 t/m<sup>3</sup>,甚至“可再生”,性能优良。生物天然气已成为成熟的替代能源技术,且国内产量潜力逼近化石天然气,而使用二氧化碳和水合成甲烷的技术也日趋成熟,尤其是没有氢脆的问题,对现有燃油发动机的改造极小,因此可以认为是一种极佳的“化学”储氢方式,同时天然气工业技术非常成熟,而且价格相对液氢更为便宜。

低温燃料储存技术可借鉴航天工业对液氢和液化甲烷的储存和应用,以及汽车和船舶工业中液氢燃料及LNG燃料的储存和使用,区别在于航天级低温储箱极为轻便,汽车和船舶工业低温储箱可以接受较大的

单位面积重量。近年来,波音公司的“幻影之眼”液氢内燃机无人机、德国DLR的双体4座液氢燃料电池载人飞机、Universal Hydrogen公司的液氢改型常规布局飞机相继试飞成功,这些都说明液氢能源在飞机上的存储问题已经初步得到解决,见图8~10。但是较大航程下液氢需要



(a) “幻影之眼”液氢无人机



(b) 包含巨大低温储氢罐的“幻影之眼”机身

图8 波音“幻影之眼”液氢内燃机驱动无人机  
Fig.8 “Phantom eye” liquid hydrogen plane of Boeing



图9 德宇航的双体氢能飞机  
Fig.9 Twin-body hydrogen plane of DLR



图10 Universal Hydrogen公司氢能改型飞机  
Fig.10 Modified hydrogen fueled planes of Universal Hydrogen company



(a) 液氢支线客机



(b) 液氢中程客机



(c) 液氢远程客机

图6 空客的3类液氢飞机概念

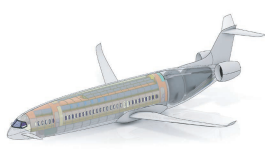
Fig.6 Three hydrogen civil planes of Airbus



(a) 液氢支线客机



(b) 液氢窄体客机



(c) 液氢宽体客机

图7 英国FlyZero项目3款氢动力客机概念

Fig.7 Three hydrogen fueled planes of UK FlyZero

占用机身较大体积这个“物理问题”仍然客观存在,“幻影之眼”采用了巨大罐状机身以容纳液氢的庞大体积,DLR 的双体液氢飞机则采用“双机身”设计所提供的较大容积容纳液氢燃料的较大体积,而 Universal Hydrogen 公司的改型飞机试飞试验飞行时间极短,如果要执行较长时间的飞行任务也必须解决液氢较大体积的存储问题,似乎只有大型翼身融合布局才有可能提供充足的存储空间<sup>[15-16]</sup>。

### 1.3 关键设计技术研究

能源特性的不同导致总体设计的差异,对于常温 SAF 型新能源,现有的大型客机技术框架甚至配套设施几乎不需要改变,因为无论是生物型航空煤油还是合成型航空煤油,与现有的化石燃料(例如航空煤油)的理化性质差异十分微小;但是对于低温燃料,液氢或 LNG,由于燃料密度过小(航空煤油  $0.78 \text{ t/m}^3$ ; 液氢  $0.07085 \text{ t/m}^3$ ; LNG  $0.43 \text{ t/m}^3$ )需要较大的内部或外置存储容积,且因需要低温储存,无法设计和利用机翼油箱,为减低巡航阻力一般使用机舱容积,必然挤压客舱或货舱可用容积,带来总体设计上的较大改变。

在总体设计上,对于低温燃料由于机翼不必设计存储燃料的油箱,可以设计为更薄的外形和结构,使机翼阻力降低,但机身可能需要设计加粗加长,因此低温燃料的储存将使大型客机的总体布置与气动外形以及结构设计产生较大改变。如果采用外置低温燃料箱,例如将低温燃料箱置于翼尖或翼下等典型部位,则会导致全机巡航阻力显著增加,因此需要更加全面的总体参数权衡。采用新型气动布局例如翼身融合或者双机身布局或可解决内部低温存储容积不足的问题,但翼身融合布局本身的安全问题与飞行控制以及适航等问题必须先行得到有效解决。

在安全保障方面,低温燃料的安全性保障将成为大型客机设计的一项关键技术,低温状态对人员和设备的伤害非常严重,剧烈的物理膨胀所造成的爆炸风险也是必须重点关注和解决的。对于液氢燃料,由于其爆炸极限极宽,一旦在机舱聚集产生化学爆炸的风险极为严重,历史上使用氢气的“齐柏林”飞艇曾经取得过辉煌的成绩,但是发生一次大爆炸之后立即全面反思和停飞,这是液氢燃料大型客机必须吸取的前车之鉴。液氢对多种金属材料(铝、铁、钛等)的“氢脆”危害也必须得到彻底解决,以避免氢气对大型客机的机体承力结构金属材料的隐蔽性破坏风险。

在地面配套方面,低温燃料的运输和加注技术是必须解决的关键问题。液氢燃料由于极低的存储温度和极高的安全风险,同时因其密度不足航空煤油的十分之一,配套运输同样重量液氢燃料需要超过 10 倍的运输车辆,因此运输储存和加注技术成本必然比较高,基本上需要重新进行基础设施建设;但是对于 LNG 燃料,其密度约为液氢 7 倍,运输储存和加注技术,以及在航天工业、船舶和汽车工业上应用比较成熟,因此在航空业应用会水到渠成。

## 2 大型客机的低能耗设计技术

低能耗化是指客机本身因气动布局的升阻比较高、推进系统效率较高,或者特殊的推进系统设计带来气动布局升阻比较高,从而显著降低总体能耗的一类设计。根据布雷盖航程公式,巡航升阻比与比油耗是大型客机非常关键的两个设计参数,升阻比的增大、比油耗的降低可以显著提升大型客机的总体性能。升阻比与客机机翼的展弦比呈正相关关系,与全机浸湿面积比的倒数呈正相关关系,这就解释了常规布局大型客机一般通过增大机翼展弦比提升气动性

能;而翼身融合布局大型客机则是通过降低浸湿面积比,并适度增大展弦比来增大巡航升阻比。常规布局大型客机的展弦比现已由 8 增大到 11 以上。而推进效率的增加可采取的技术包括增大涡扇发动机的涵道比,采用齿轮减速传动使风扇与压气机及涡轮均处于高效率状态,甚至采用桨扇推进技术(桨扇又名开式转子)。通过共轴对转设计将一般螺旋桨制造的无推进作用的旋流消除,因而推进效率较高,使巡航比油耗显著降低,可以视为介于螺旋桨发动机和涡扇发动机之间的一类推进形式,典型飞机包括苏联的 An-22 共轴对转桨扇推进运输机(最大起飞重量 250 t)和乌克兰的 An-70 运输机(最大起飞重量 140 t),见图 11 和 12。

桨扇推进既可像螺旋桨发动机一样具有较高的推进效率,又可像涡扇发动机那样可以执行高亚音速巡航,螺旋桨飞机一般巡航马赫数低于 0.6,而桨扇飞机的巡航马赫数可达 0.6~0.9,但桨扇推进的噪声问题比较严重,较难满足适航噪声要求。布局与推进综合增效设计技术,如边界层吸入式推进,将涡扇或电动风扇置于



图 11 苏联 An-22 共轴对转桨扇推进运输机  
Fig.11 Coaxial reverse rotating prop-fan An-22 airliner of USSR



图 12 乌克兰的 An-70 运输机  
Fig.12 An-70 transport aircraft of Ukraine

后机身边界层流动区域内,降低来流对风扇的冲击阻力,并给机身尾迹负压区增加能量,从而显著降低飞行阻力,但 BLI 推进技术需要涡扇发动机的压气机可以容忍较大范围的进气畸变和总压损失等问题,目前处于前沿研究状态;分布式推进技术则兼有 BLI 效应、增大推进发动机涵道比及齿轮减速传动使转速匹配增效的效果,但是推进系统过于复杂,如果是电力推进,又带来发电和电动系统重量,从而显著降低了推进系统的功重比。

### 2.1 节能性气动布局

增大展弦比和采用翼身融合技术是未来大型客机可显著改进气动性能的设计技术,见图 13 和 14,增大展弦比设计已在大型客机上应用,但会导致翼展超出机场适航要求。4E 级机场要求大型客机翼展不大于 65 m,波音 777X 飞机的翼展高达 71.8 m,由于采用了可折叠低阻翼尖设计,使其既满足了 4E 级机场翼展要求,又兼顾了气动效率;空客公司的 A380 客机翼展约 80 m,没有采用折叠翼尖设计,故只能在 4F 级机场起降和停放,这就严重影响了 A380 客机的机场适应性,从而影响了销量,而销量不足最终导致不得不停产。一种增大展弦比的极致设计是支撑翼布局,而支撑翼布局也可采用折叠翼尖类设计满足民航机场对大型客机翼展的适航要求。

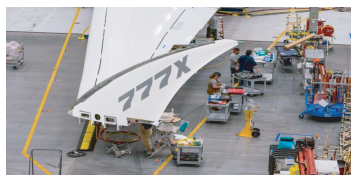
翼身融合布局设计大概率不会成为未来大型客机的典型设计型式,人类对未来长航程超大型客机的需求并不迫切,现实航空客运青睐大型客机点对点模式,而不是超大型客机的枢纽式运输,依据是波音 747 与空客 A380 等超大型客机的停产。只有超大型设计才可充分发挥翼身融合布局的气动优势,这是由于机舱高度是受商载装载限制的,小型化的翼身融合布局相对常规布局客机并无显著优势,甚至存在安全性、舒适性、

飞行控制以及适航等问题。现有常规布局设计足以满足当前人类的航空客运需求,并有较大潜力可挖掘,并非翼身融合布局这项技术不行,而主要是市场需求不足,例如翼身融合布局航空器在军用方向已经成为现实,甚至成为某些类型军机的主要形式。如果人类经济持续繁荣使广大亚非拉国家,尤其是中国与印度这类超大人口国家乘坐飞机出行人口比例大幅度增加,翼身融合布局客机或可迎来春天;在人口密度较大的国家和地区,相对廉价且运输量更大的地面交通工具的大幅度提速对翼身融合布局等大型客机的研发是巨大挑战;能源科技的革命性

进步则是抑制翼身融合布局客机应用的另一项不利因素,翼身融合布局的显著优势是巡航升阻比极高,但是氢能等新型替代能源或新型推进技术的进步则可从降低巡航比油耗这一维度超越翼身融合布局的优势。

### 2.2 节能性推进技术

超大涵道比加齿轮传动涡扇推进与低噪声桨扇推进是大型客机降低能耗的重要手段,桨扇推进实际上可以视为一种超大涵道比的涡扇发动机,兼顾了螺旋桨推进的低比油耗特性及涡扇推进适应高亚音速巡航的特点,见图 15。但是共轴对转设计和没有涵道外壳体的阻挡造成



(a) 波音 777X 客机的折叠翼尖



(b) 波音公司的支撑翼概念民机

图 13 波音 777X 折叠翼尖设计及波音公司的支撑翼概念民机

Fig.13 Foldable wing-tip of Boeing 777X, and braced wing civil conceptual plane of Boeing company



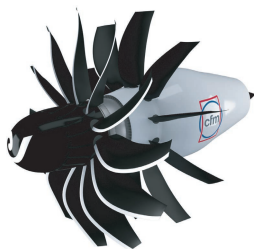
(a) 波音公司的翼身融合布局概念



(b) 空客公司的翼身融合布局客机概念

图 14 波音和空客的翼身融合布局民机概念

Fig.14 BWB conceptual airliners of Boeing and Airbus



(a) CFM公司的试验型桨扇发动机



(b) CFM公司的3种不同桨扇布置客机概念

图 15 CFM 公司的桨扇推进装置与 3 种桨扇推进客机概念

Fig.15 Prop-fan engine and three conceptual prop-fan airliners of CFM company

对外辐射噪声极大,较难满足飞行和机场适航规章对大型客机噪声的要求,历史上仅有苏联和乌克兰等推出不太关注噪声要求的轰炸机、运输机及大型客机型号,见图16;近年来随着能源价格的上涨,这类推进技术再一次被先进飞机和发动机公司推出,DLR和NASA近年来均加强了低噪声桨扇设计研究及低噪声桨扇客机的设计方案研究,前者从桨叶设计的角度降低桨扇发动机的噪声,而后者则结合飞机设计,在桨扇发动机噪声无法降低的条件下,采用翼面或者机身遮挡设计降低噪声对外界的影响,见图17。

### 2.3 布局与推进综合应用

边界层吸入式推进与分布式推进是两种综合布局和推进设计技术,以显著降低大型客机能源消耗为设计目标。边界层吸入式推进将推进风扇(包括燃气涡轮风扇或电驱动风扇)置于机身边界层之中,降低了高亚声速来流对风扇和涵道壳体的冲击阻力,风扇前来流马赫数一般只需0.4~0.5,而大型客机的飞行马赫数一般为0.8左右,同时由于推进气流处于机身尾迹之中,减少了机身后的负压区,考虑到风扇较大的迎风面积,因此边界层吸入式推进减阻明显。但是吸入边界层的高畸变和高总压损失气流对涡轮发动机的压气机是有害的,因此需要有降畸变的涡轮风扇和进气道设计技术革新。另一种思路是直接采用电动风扇推进,以电动机取代涡轮核心机,没有压气机也就能容忍高畸变气流,但是电推进必须引入发电机与电动机,造成整个推进系统功重比的降低,因此需要高功重比的发电机与电动机的技术突破。而分布式推进技术以多个小型电推进风扇替代了集中的2个或4个大型涡轮发动机,一方面增大了推进装置的涵道比,同时也给机翼或机身尾迹负压区注入了能量,协调了涡轮与压气机及推进风扇的转速,可使其均

处于最佳匹配状态,类似齿轮传动风扇协调的效果,因而具有显著的节能功效。分布式推进技术甚至可以与边界层吸入式推进综合使用,或翼身融合布局加边界层吸入加分布式推进技术,以最大可能挖掘低能耗潜力。

图18所示概念客机的翼下燃油动力主要用于发电,翼下的推进风扇迎风面积减小可以显著降低翼下推进装置的迎风阻力,而机尾的电动推进风扇布置于机身边界层低速气流之中,不会被主流区高速气流冲击,因而外流冲击阻力显著降低,且给机尾的低压尾迹区注入了能量,可以明显降低全机阻力;由于采用了电推进风扇,也不会有边界层气流畸变破坏压气机的问题,尾部推进风扇同时具有增大翼下推进装置涵道比和类似齿轮传动的效果。图19所示概念设计将发电动力装置至于机尾,也采

用了边界层吸入设计,其压气机必须容忍边界层气流的进气畸变,而将分布式推进风扇布置于翼下,相当于增加了发动机涵道比,同时电传动设计协调了发电机和推进风扇的转速,使其均处于最佳转速,也就具有了GTF的节油效果,这个概念同时采用了减阻与节油设计。图20所示概念设计则使用了部分翼身融合、分布式推进及边界层吸入式推进等布局与推进综合技术。

### 2.4 关键节能设计技术研究

节能型气动布局与节能型推进



图18 “日本航空机开发协会”5兆瓦级混动客机

Fig.18 5 MW hybrid fuel-electric plane of JADC



(a) Tu-95轰炸机



(b) Tu-114客机

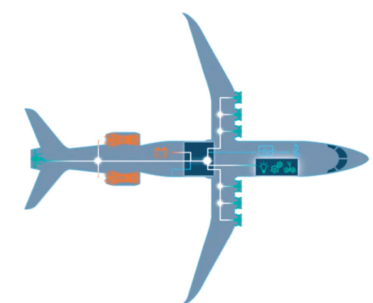
图16 苏联 Tu-95 轰炸机与 Tu-114 大型客机

Fig.16 Tu-95 bomber and Tu-114 airliner of USSR

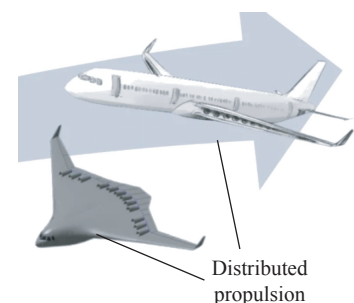


图17 空客的低噪声桨扇推进概念飞机

Fig.17 Low-noise prop-fan conceptual airliner of Airbus



(a) 常规布局BLI推进+分布式推进



(b) 翼身融合布局+分布式推进

图19 借助边界层吸入式推进或分布式电推进掩盖油电转化的能量损失

Fig.19 BLI and distributed propulsion technologies to cover energies conversion loss

技术目前在客机上已经得到一定的应用,如波音 777X 低阻折叠翼尖;由于新型材料和结构的采用,未来客机机翼展弦比可以得到更大增加,翼身融合布局大型客机对现有客机的布局和机场设施具有颠覆性的革新,尽管不大可能被采用,但是未来仍可能部分应用于常规布局客机,例如局部设计采用翼身融合原理减阻。其应用在军用飞机上已经非常成功,完全采用的如 B-2 轰炸机,部分应用的如 Tu-160、B-1b、F-16、Su-27 等轰炸机或战斗机。新兴科技从军用开始逐渐扩展至民用是非常正常的逻辑和顺序,节能型气动布局与新型能源的综合应用研发也逐渐在国内外航空界出现。

节能型推进技术如大涵道比发动机、GTF 发动机等逐渐进入实际应用,而超大涵道比的桨扇推进技术已经在大型客机 Tu-114 上得到应用,但是噪声限制了该技术在客机上的应用。实际上在 20 世纪 70 年代石油危机期间,美国波音、麦道等公司也推出了相应的桨扇推进客机,甚至为桨扇推进专利权产生了纠纷,随着石油危机缓解,桨扇客机并未推向市场。未来低噪声桨扇技术如得到解决,对现有的亚声速大型客机推进系统将会产生碾压性的技术和市场压力,NASA 和 DLR 近年来持续加大了对减噪桨扇和减噪桨扇布局的技术研发。而边界层吸入式推进技术、油电混动分布式推进技术及其与客机布局综合设计应用技术目前已

在国内外逐渐开展,未来出现此类应用的大型客机将会具有颠覆性的市场竞争能力。

### 3 大型客机的超声速化

大型客机的超声速化包括马赫数 2~3 的超声速化以及马赫数 5 以上的高超声速化。超声速大型客机相对于高亚声速客机,类似于现代化高铁、超高速磁悬浮高铁相对于普通快速列车。高铁的速度有继续大幅度提升的计划,例如磁悬浮列车、真空通道磁悬浮列车等概念,当前速度为 300 km/h 的高铁已经对航空业形成巨大跨行业竞争压力,国内真空磁悬浮列车(时速可达 2900 km/h)已经开始论证和试验,而真空通道的磁悬浮高速列车一旦出现将会使亚声速民航大型客机的速度先进性彻底丧失,因此超声速与高超声速大型客机的研发对于航空行业十分紧迫。

#### 3.1 新一代超声速大型客机

马赫数 2~3 超声速大型客机历史上曾经出现过两种,协和客机与 Tu-144 客机(图 21),最终因票价过高、安全事故、噪声及声爆问题退出历史舞台。声爆是与噪声不同的一类物理现象,是指在超声速巡航状态下客机头部的激波与尾部的膨胀波等组成至少两次剧烈的压力突变。声爆是目前超声速客机难以被大众接受的首要问题,某些国家甚至因此禁止在本国领土上空进行任何民航超声速飞行,协和客机因而主要在大西洋上空进行商业超声速飞行。

未来大型超声速客机如果要在人口稠密的大陆上空进行商业超声速飞行,首要解决低声爆设计问题,其次是降低超声速巡航油耗,而超声速客机气动布局的低阻力设计(如层流减阻技术)也是迫切需要优先解决的。除了从大型客机气动布局方面着手,对于推进系统,超声速巡航的比油耗一般是高亚声速巡航的两倍以上,而且也不能以增大涵道比等方式降低巡航比油耗。由于大型超声速客机的机舱容积非常紧凑,一般难以使用液氢这类密度过低的航空燃料,低温燃料也难以储存于过度狭窄的超声速客机的机翼之中。马赫数 2~3 的超声速大型客机航程一般难以达到高亚声速大型客机的航程。超声速客机的气动布局高低速设计矛盾已经显现,Tu-144 客机设计了一对折叠鸭翼用以增强低速起降能力,远距鸭翼涡流在机翼上表面形成有利干扰,而协和客机则在机头两侧布置一对涡流发生器达到类似的效果;超声速客机吸气式发动机的高低速设计矛盾并未过于突出,巡航马赫数继续增加则会使这类矛盾逐渐凸显,成为马赫数 4 或 5 量级的吸气式推进超声速飞机进展迟滞的一个关键原因,组合动力或预冷技术理论上可以解决这一问题,但应用于大型客机还需要较长的工程探索时间。

#### 3.2 高超声速大型客机

高超声速客机是指巡航马赫数在 5 以上的客机。二战末期,高超声速飞行概念面世不久,钱学森即提出



图 20 空客油电混动边界层吸入推进民机概念  
Fig.20 BLI technologies used in hybrid fuel-electric propulsion civil plane of Airbus



(a) 带机头涡流发生器的无尾布局协和客机



(b) 带可折叠鸭翼的 Tu-144 客机

图 21 协和超音速客机与 Tu-144 超音速客机  
Fig.21 Concorde and Tu-144 supersonic transport airliner

通过“平衡滑翔”高超声速飞行(钱学森弹道)实现跨大西洋客运,而在二战中奥地利科学家欧根桑格尔提出通过“水漂式”跳跃滑翔弹道(桑格尔弹道)制造跨大西洋的高超声速轰炸机,这两项技术对于今天也依然是超前的。但今天人类已经掌握了制造高超客机和高超轰炸机的布局、结构与推进等关键技术,例如从近地轨道再入返回的航天飞机就可视为一类重型滑翔式高超飞行器。航天飞机为减速采取了大攻角再入等一系列措施,但仍能滑翔飞行超过8000 km,其商载可达约20 t,但主要问题是制造和使用成本过高。为了降低制造和使用成本,苏联和德国等曾提出空基发射技术,利用高空稀薄大气环境降低火箭发动机比冲和推力损失的原理,可将一般陆基火箭约3%的入轨质量比提升到8%~12%。近年来英美等国持续开展了一系列空基发射试验,如空射运载火箭、空射载人飞机等,尤其是“维珍航空”成功进行了空射载人太空旅游飞机试验,因水平起降加空基发射技术导致其票价仅为竞争对手“蓝色起源”垂直起降可回收火箭的1/10。解决气动热问题是高超声速客机设计与制造的一项关键技术,除了隔热与烧蚀等解决思路,科学合理的飞行轨迹设计可大幅度降低气动热影响,甚至成为主要解决手段,使气动热能量缓慢释放,如登月返回舱以第二宇宙速度(以平流层声速计算马赫数约为37)返回时,隔热与烧蚀等技术已经无法保障返回舱的安全性,这时“水漂式”返回轨迹设计可以显著降低气动热的危害,类似的技术也可应用于高超声速客机。

高超声速客机还有一类思路是“吸气式推进”型式,但是目前在气动布局和推进系统两个方面均存在非常严重的高低速设计矛盾和技术瓶颈,高超飞行需要小展弦比机翼,甚至仅通过机身升力而不需要机翼,

但是起飞、爬升和降落、着陆等阶段需要大展弦比机翼。超声速战斗机等马赫数较小的超声速飞行器可通过边条、鸭翼、增升装置、弹射装置等解决气动布局的高低速设计矛盾,但载弹量可能仍然受到严重限制;高超声速客机马赫数更高、比油耗更大导致起飞重量更大,为了高超飞行减阻,机翼展弦比可能更小,美国的高超试验飞行器如X-43A、X-51A等一般采用火箭发射或空基发射,无法水平起飞。而吸气式推进高低速矛盾更加严重,马赫数3以下只能采用涡扇或涡喷发动机,更高马赫数的涡喷发动机需要进气预冷装置,或者超燃冲压发动机,进气预冷技术需要使用低温燃料,低温燃料需要较大的内部存储容积,这与高超飞行器的紧凑外形存在矛盾;而超燃冲压则需要组合动力技术,否则低速启动问题无法解决,而且存在燃烧稳定性、进气道热防护以及防热与减阻矛盾等问题。此外高超客机的吸气式推进系统不可能类似“弹箭式”飞行器一次性使用,而必须是长寿命的反复使用。

气动布局及推进系统的高低速设计矛盾是高超声速大型客机需要解决的重大难题,因为关系到高超客机能否安全地水平起飞与降落,而保障安全水平起降是客机的首要和基本要求。大型客机不可能只在一种状态下飞行,而是包括了起飞、巡航、爬升、下降、着陆等多种必需的工作状态,这对于大型高超客机的气动外形与推进系统提出了挑战。起飞状

态由于满载商载和燃料,重量最大且速度较低,需要较大的机翼面积与升力系数以提供足够的起飞升力,但巡航状态下由于速度较高而速压足够,仅需要较小的机翼面积和升力系数。对于亚声速客机,一般通过增升装置这类可变形装置改变机翼面积与弯度等技术解决升力不足的问题,包括吹气襟翼增升等。一般亚声速大型客机的燃料重量仅占起飞总重的40%左右,通过这类增升装置可以解决低速起飞与高速巡航的矛盾问题,但是高超声速大型客机如采用火箭动力推进,燃料重量一般可占到80%量级,同时其必须采用小展弦比且后掠角很大的机翼设计,以避免高超巡航时机翼触及马赫锥导致的安全性和气动阻力过大问题,起飞爬升等低速状态需要小后掠角和大展弦比机翼设计,这种剧烈的高低速设计矛盾很难通过一种机翼及其增升装置来解决。所以即便是小型的X-15、X-43A、X-51A等试验型高超飞行器都不具备水平起降能力,而须依靠B-52轰炸机携带进行高空投放启动。“维珍航空”公司试验成功的水平起降太空旅游飞机,利用亚声速载机携带火箭动力飞行器进入平流层高度,采用空基发射方法一举解决了气动布局和推进装置的高低速设计矛盾,图22(a)为载机与太空旅游飞机组合状态,图22(b)为单独太空旅游飞机滑翔式返回状态,滑翔飞行的能源来自助推阶段火箭动力化学能转化的动能和势能。



(a) 载机与太空旅游飞机组合状态



(b) 单独太空旅游飞机滑翔式返回状态

图22 “维珍银河”公司的组合空射式太空旅游飞机  
Fig.22 Assembled air-launch tourism spaceplane of Virgin airlines

对于吸气式推进系统,同样存在高低速设计矛盾,起降状态与爬升状态低于声速,适宜采用涡扇与涡喷发动机,但是对于高超巡航状态,马赫数在5以上,涡扇与涡喷发动机无法使用,需要采用超燃冲压发动机或低温预冷涡轮发动机。而超燃冲压发动机低于马赫数3无法启动,因此需要涡轮基组合循环发动机,或者简单外置组合,目前在一些弹箭类飞行器上获得成功应用,其弹尾的火箭发动机将其加速至马赫数3,翼下的亚燃冲压发动机提供后续的飞行动力。但涡轮基组合循环发动机目前尚不能使用在大型高超客机上。相对于组合循环动力等吸气式推进系统,使用火箭动力的助推滑翔式大型高超客机的可行性和技术成熟度更高。美国的“平流层发射器”公司研制了一种翼展达120 m的巨型空基发射载机(图23),可用于空基发射多种高超声速或者空天飞行器,值得注意的是,这些飞行器全部是基于可行性与技术成熟度更高的火箭动力。

滑翔式高超原理现在已用于制造各种先进的极难防御的滑翔弹头,而钱学森提出的目的是制造跨洲际高超大型客机<sup>[17]</sup>,以当前科技水平实现高超客机可行性比较大。除了巡航方式与轨迹,另一个重要且关键的问题是客机的起降,最佳方案还是水平起降,而不是按照陆基火箭那样垂直发射。考虑到高超飞行器极为尖锐的高低速设计矛盾,空基发射方案是最为可行的技术方案,基本上既解决了气动布局的高低速设计矛盾,也解决了推进系统的高低速设计矛盾,而且可以做到水平起降;空基发射的另一好处是可以显著改进推进效率,因为火箭发动机仅在高空稀薄大气中使用,该环境有利于降低火箭发动机的推力和比冲损失<sup>[17-20]</sup>。滑翔式高超飞行器的一大优势是几乎可以设计出任意航程,包括环绕地球

赤道一周的航迹,见图24。滑翔高超飞行介于吸气式推进飞行和轨道飞行之间,纯粹的吸气式高超飞行航程受限于飞机携带的燃料重量,滑翔式高超客机携带的燃料多少取决于载机的载重能力,其燃料在数分钟之内迅速用完,能量用于增加高度和速度,抛掉外置燃料箱后,高超客机以轻便的外形依靠积蓄的重力势能与动能实施远程航行,升力部分源自气动力、部分源自离心力,因此可以认为是部分的“轨道飞行器”。而对于常规的亚跨超飞行器则一般基于“平板地球假设”,离心力的数量级一般可以忽略不计,是纯粹的吸气式推进升力型航空器,与高超客机因为马赫数较高必须涉及一部分离心力的物理机制存在较大区别<sup>[21-24]</sup>。滑翔式高超对于大型客机的另一项好处是,主要的航程中并没有携带大量的燃料飞行,因为助推阶段时间极短,助推剂的化学能大部分转化为客机本体和商载的重力势能和动能。

2021年,英国“维珍航空”制造的太空旅游飞船采用空基发射的火箭动力飞行器实现了携带普通乘客的太空之旅,其返回完全是滑翔式的。尽管其到达的“太空”仅是NASA和美国空军认定的80 km高度而不是“国际航空联合会”认定的100 km高度,但这是由于所采用的标准不同而已,以这类飞行器的能力到达公认的“卡门线”并非难事,毕竟“卡门线”的高度只是人为定义的,80 km与100 km高度物理意义的区



图23 “平流层发射器”公司空基发射的多种高超和空天飞行器

Fig.23 Air launched hypersonic and aerospace vehicles of Stratolaunch company

别十分微小。美国的X-15火箭动力飞机、X-43A、X-51A等高超飞行器等都是通过空基发射启动和运行的,因为此类飞行器的低速和巡航状态过于矛盾,无法权衡。美国“平流层发射器”公司制造了世界上现存最大的航空器,用作空基发射多种高超和空天飞行器的载机,但是这一计划前景不明,而“平流层发射器”或者类似航空器用于发射滑翔式高超客机技术的可行性是显而易见的。这些试验型高超飞行器虽未直接应用于大型客机,却是在为大型客机的高超化探索关键技术。

### 3.3 超声速与高超大型客机关键技术

低声爆与低阻力设计的气动布局是未来超声速大型客机首要解决的关键设计技术,低声爆设计关系到超声速大型客机能否推出市场得到商业应用,低阻力气动布局与低能耗的超巡推进系统关系到其能否具有一定的商业盈利能力。对于高超大型客机,解决气动布局和推进系统的高低速设计矛盾是其首先需要解决的关键设计技术。空基发射技术可以同时解决气动布局和推进系统的高低速设计矛盾,并获得极佳的节能效果,而且大型高超客机水平起降十分适于普通乘客,目前国外已进展到试飞验证阶段。滑翔式高超客机的

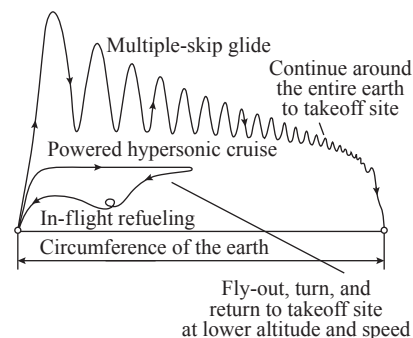


图24 滑翔式高超与吸气推进式高超航程潜力对比

Fig.24 Potential range comparison of gliding hypersonic and air-breath cruising hypersonic flight

吨位取决于空射载机的吨位,而大型双体或其他简单且稳健的气动布局的大型空射载机设计制造技术,对于掌握了 200 t 级大型高亚声速巡航运输机的国家来说并不困难。

#### 4 结论

未来大型客机的发展方向之新能源化与低能耗化是基于全球石油能源危机、全球变暖及其导致的极端气候应对措施“绿色低碳”的倡议与行动而考虑的,大型客机的新能源化的主要发展方向是常温 SAF 与低温但高质量能量密度燃料(液氢与 LNG 等),常温燃料可使现役大型客机框架不变,而低温燃料将会给大型客机的外形与结构、机舱与机翼的布局与结构等带来显著改变。低能耗化包括节能气动布局与节能推进技术以及二者的综合应用,节能气动布局如翼身融合布局、支撑翼与可折叠翼布局等;节能推进技术包括大涵道比涡扇、GTF 涡扇、开式转子推进等;布局与推进综合应用包括边界层吸入式推进与分布式推进技术等。在人类造成的温室气体排放中,当前航空业的排放量仅占全球温室气体排放的 3% 量级,但是增长极快,到 21 世纪中叶可达 22%。同时大型客机的新能源化是解决全球石油资源分布不均、未来石油危机,以及石油枯竭问题而不得不采取的应对措施,是针对中国石油资源极度贫乏,易于出现“卡脖子”风险而不得不主动采取的行动,因此国家大力倡导和推进各行各业的新能源化与低能耗化。其他行业降低了排放份额,航空业的排放份额会显著上升,即便当前航空业的碳排放量有限,但增长过于迅速。新能源化是从开源的角度解决传统能源危机与枯竭的问题,而大型客机的低能耗化则是从节流的角度开展大型客机高科技研发,低能耗化的大型客机意味着市场商业竞争力强,未来的中国大型客机不能在

这一维度落后。

大型客机的超声速化是基于人类对跨洲跨洋高速交通工具的迫切需求以及地面轨道交通工具高速化跨域解决方案等总结出的。人类已经进行过一轮超声速大型客机制造与运营,在此过程中存在着声爆、安全性与经济性等显著问题。新一代超声速客机必须完善声爆抑制技术以通过适航取证,高低速权衡优化以提高起降安全性,完成超声速巡航减阻以解决运营经济性的问题。高超客机则必须解决布局与推进的高低速设计矛盾、空基发射高超滑翔或吸气推进技术、气动热防护与缓解等关键技术问题。如果地面交通工具跑赢了大型客机,必然导致整个航空业的萧条与萎缩;而在不便修建高速地面轨道交通的地方,如跨越大洋或人口分布过于稀薄的大片冻土、雨林、高原、沙漠等陆地区域如西伯利亚、加拿大北部、亚马逊河流域等,大型客机是唯一高速解决方案。中国经济的迅速强大对跨洋与跨洲高速交通工具需求日益迫切,超声速化包括高超声速化的大型客机在未来必定会出现。

#### 参考文献

- [1] WITHERS M R. Environmental and economic assessment of alternative transportation fuels[D]. Provo: Brigham Young University, 2014.
- [2] TELIKAPALLI S, SWAIN R M, CHEETHAM P, et al. Electric aircraft fueled by liquid hydrogen and liquefied natural gas[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2022, 1241(1): 012035.
- [3] ROBERTS R A, NUZUM S R, WOLFF M. Liquefied natural gas as the next aviation fuel[C]//Proceedings of 13th International Energy Conversion Engineering Conference. Reston: AIAA, 2015: 4247.
- [4] CABRERA E, DE SOUSA J M M. Use of sustainable fuels in aviation—A review[J]. Energies, 2022, 15(7): 2440.
- [5] NELSON E S, REDDY D R. Green aviation: Reduction of environmental impact

through aircraft technology and alternative fuels[M]. London: Taylor and Francis Group CRC Press, 2017.

[6] 中华人民共和国国家发展和改革委员会. “十四五”现代能源体系规划[EB/OL]. (2022-03-22)[2023-03-15]. [http://www.nea.gov.cn/1310524241\\_16479412513081n.pdf](http://www.nea.gov.cn/1310524241_16479412513081n.pdf).

National Development and Reform Commission. 14th Five-year Plan for modern energy system[EB/OL]. (2022-03-22)[2023-03-15]. [http://www.nea.gov.cn/1310524241\\_16479412513081n.pdf](http://www.nea.gov.cn/1310524241_16479412513081n.pdf).

[7] AGORA. The future cost of electricity-based synthetic fuels[R]. Berlin: Strommarkttreffen, 2018.

[8] YUGO M, SOLER A. A look into the role of e-fuels in the transport system in Europe (2030-2050)[EB/OL]. (2019-10-08)[2023-03-15]. <https://www.concawe.eu/wp-content/uploads/E-fuels-article.pdf>.

[9] 王顺超. 全球电制燃料技术发展分析[R]. 北京: 电力规划设计总院, 2022.

WANG Shunchao. The development technical analysis of the global PtX fuels[R]. Beijing: China Electric Power Planning & Engineering Institute, 2022.

[10] ZINI G, TARTARINI P. Solar hydrogen energy systems: Science and technology for the hydrogen economy[M]. Milan: Springer, 2012.

[11] 柳下再会. 以碳之名: 低碳骗局幕后的全球博弈[M]. 北京: 中国发展出版社, 2010.

LIUXIA Zaihui. In the name of carbon dioxide: The global game behind the low carbon fraud[M]. Beijing: China Development Press, 2010.

[12] 曹冠杰, 王业辉, 孙小金. 氢能航空发展现状分析[J]. 航空动力, 2022(2): 29-33.

CAO Guanjie, WANG Yehui, SUN Xiaojin. Development status of hydrogen in aviation[J]. Aerospace Power, 2022(2): 29-33.

[13] ROBERTS R A, NUZUM S R, WOLFF M. Liquefied natural gas as the next aviation fuel[C]//Proceedings of the 13th International Energy Conversion Engineering Conference. Reston: AIAA, 2015.

[14] KRIJNEN J A, ASTABURUAGA M F. Environmental, economical and technical aspects of a cryoplane in the preliminary design phase[C]//Proceedings of 23rd Congress of International Council of the Aeronautical

Sciences. Toronto: ICAS, 2002.

[15] 雷国东, 李岩, 徐悦. 一种液氢燃料超远程翼身融合布局运输飞机及运行方法: CN113978697A[P]. 2022-01-28.

LEI Guodong, LI Yan, XU Yue. A blended wing body configuration transport aircraft fueled by liquid hydrogen and its application method: CN113978697A[P]. 2022-01-28.

[16] AIRBUS. Liquid hydrogen fuelled aircraft system analysis[R]. Berlin: Airbus Deutschland GmbH, 2001.

[17] 姚红, 程文华, 张雅声. 飞行器动力学与控制 Simulink 仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.

YAO Hong, CHENG Wenhua, ZHANG Yasheng. Simulink simulation of aircraft dynamics and control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018.

[18] 雷国东, 李岩, 徐悦. 基于双机身平直翼布局载机的空基发射系统: CN215285312U[P]. 2021-12-24.

LEI Guodong, LI Yan, XU Yue. The air

launched systems based on the twin-fuselage configuration carrier aircraft with the flat wings: CN215285312U[P]. 2021-12-24.

[19] 雷国东, 李岩, 徐悦. 基于外翼可C形折叠的BWB载机的空射系统: CN215285313U[P]. 2021-12-24.

LEI Guodong, LI Yan, XU Yue. The air launched systems based on the BWB configuration carrier aircraft with the foldable outboard wings: CN215285313U[P]. 2021-12-24.

[20] 雷国东, 李岩, 徐悦. 基于翼身融合布局载机的组合空射飞行器概念设计与气动优化[J]. 气体物理, 2022, 7(5): 50-62.

LEI Guodong, LI Yan, XU Yue. Conceptual design and aerodynamic shape optimization for the assembled air launched vehicles based on the BWB carrier aircraft[J]. Physics of Gases, 2022, 7(5): 50-62.

[21] CORDA S, LONGO C, KREVER Z. Stratolaunch air-launched hypersonic testbed[C]//Proceedings of 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics

Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2018: 5257.

[22] LEDOGAR J, HERMETZ J, SOHIER H, et al. Eole, an innovative flying scale demonstrator for air-launch-to-orbit automatic systems[C]//Proceedings of 28th international Congress of the Aeronautical Sciences. Brisbane: ICAS, 2012.

[23] CLARKE J P, CERVEN K, MARCH J, et al. Conceptual design of a supersonic air-launch system: AIAA 2007-5841[R]. Reston: AIAA, 2007.

[24] FRONTING H D, MCKINNEY L, CHASE R. Aerospace plane trajectory optimization for sub-orbital boost glide flight: AIAA-96-4519-CP[R]. Reston: AIAA, 1996.

[25] FRONING H D, MCKINNEY L E, CHASE R L. Aerospace plane trajectory optimization for sub-orbital boost glide flight[C]//Proceedings of Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Reston: AIAA, 1996: 4519.

## Development Directions and Key Design Technologies Research of Future Large Airliners

LEI Guodong, XU Yue

(Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China)

**[ABSTRACT]** The alternative energy technologies, the low energy consumption technologies, the supersonic flight technologies, and the integrated application of the three technologies are the main development directions of the future large airliner. The alternative energy for the large airliner mainly refers to the green and low carbon emission fuels, for example the normal temperature liquid SAF (Sustainable aviation fuels), the cryogenic liquid hydrogen and LNG (Liquid natural gas) fuels. The low energy consumption technologies for large airliner mainly refers to the energy-saving aerodynamic configurations, energy-saving propulsion technologies, and the integrated application of the two technologies, for example the BWB (Blended wing body) airliners and the airliners with large aspect ratio wings, the energy-saving propulsion technologies including extra-large BPR (Bypass ratio) or GTF (Gear transferred fan) turbofan engines, the low noise propfan engines, and the BLI (Boundary layer ingestion) and distributed propulsion methods for integrated configurations and propulsions. The supersonic flight technologies for large airliners mainly refers to the Mach 2-3 supersonic airliners and the future horizontal takeoff and landing hypersonic airliners, the sonic boom depression, the technologies to resolve the conflicts of the low speed states and the high speed states in both the aerodynamic configurations and the propulsion systems are the key design technologies. This article elaborates on the development trends and key technologies of alternative energy sources, low energy design, and supersonic technology for large passenger aircraft, providing new ideas for the future development of civil aviation.

**Keywords:** Green and low carbon emission; Sustainable aviation fuels (SAF); Blended wing body (BWB); Prop-fan engines; Boundary layer ingestion (BLI); Sonic boom inhibition

(责编 逸飞)