

氢能源民用飞机技术路线与总体概念设计方法研究^{*}

张新替, 于 航, 彭俊毅, 朱文都, 张 炯, 王 曼, 杨志刚

(中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘 要: 本文以实现民用飞机净零碳排放为目标, 寻找可以在未来投入大规模应用的新能源动力形式。从能量密度、功率密度、减碳以及能源经济性等维度开展对比评估, 结合通勤飞机、窄体干线、宽体客机典型座级航程的各级别民机产品的能源动力系统的质量对比, 本研究认为“氢能源+涡轮机”将是未来新能源民用飞机最具可行性的能源动力组合。建立了适用于氢能飞机的总体设计流程, 针对窄体干线氢能客机开展总体设计, 采用阻力分解方法估算气动效率, 多种分类质量计算方法估算空重, 经过设计迭代形成可行的氢能飞机总体参数和初步概念方案。分析结果表明, 对于窄体干线级别民机, 采用“氢能源+涡轮机”的动力架构使该级别飞机起飞质量比传统燃油飞机增加不到 10%。考虑到未来 10~20 年氢能动力系统和机载氢燃料存储技术可预见的突破, 氢能飞机是实现航空运输净零碳排放的非常具有潜力的解决方案。

关键词: 净零碳排放; 氢能源; 储氢质量分数; 飞机总体设计; 能源动力架构

中图分类号: V211.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 03-2210088-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2210088

1 引 言

商用飞机正积极迈入绿色低碳的新能源时代。二氧化碳的净零排放, 正成为未来绿色航空的重要追求, 各研究机构纷纷提出净零排放的目标、规划和技术路线图^[1-3]。

氢能源凭借零碳排放、能量密度高、易制取和使用等特点已成为重要清洁能源^[4]。在氢燃料动力装置中, 燃氢涡轮发动机是当前发展的主要技术路线, 对发动机本身的改动和技术挑战可以接受, 而“氢+燃料堆+电推进”能源动力组合的功率密度仍有待提升。氢能飞机距离实际商业应用还存在诸多问题需要解决, 一个重要问题是氢燃料如何安全加注、存储和高效利用。欧美诸国已经率先开展了方案研究、市场分析以及关键技术梳理的工作。空客德国在 1998 年至 2004 年的低温飞机项目中^[5], 完成了飞机总体构型、系统和设备、推进系统、安全性、环境适应性、燃料生产体系、氢能源过渡政策等方面的系统研究论证。该项目通过对不同座级民机的液氢燃料方案、液氢燃料存储与输送系统概念方案开展论证, 基

于计算仿真方法进行了安全性评估、环境影响性评估等方面的研究, 还通过市场和政策预测模型评估了将传统航煤飞机改型为液氢燃料飞机的可行性, 并提出了政策激励措施建议。近年来, 随着全球降低碳排放的发展趋势, 各国开始制定顶层规划推动氢能航空发展。2020 年 5 月, 欧盟发布《氢动力航空规划》^[6], 该规划研判了基于氢能源的航空运输技术可行性、氢能飞机设计路线、经济性和环境影响。2020 年下半年, 空客公司先后公布了四款氢能动力飞机 ZEROe, 包括三款干线/支线氢涡轮动力和一款依靠燃料电池动力的方案。2022 年, 英国航空研究院也公布了 FlyZero 研究项目, 推出了三款氢涡轮动力商用飞机(支线、窄体干线、中型宽体)的概念方案^[7]。

目前, 国内针对氢能源飞机开展了相关技术路径、关键技术梳理及技术发展趋势分析^[8], 但尚未提炼出针对性、系统性的总体设计方法。考虑到氢能源形式与传统燃油在燃料特性上存在较大差异^[9-10], 对飞机总体方案的影响显著, 因此亟需确定氢能飞机技术路线, 建立氢能源飞机总体设计方法, 支撑我

^{*} 收稿日期: 2022-10-25; 修订日期: 2024-01-20。

通讯作者: 张新替, 博士, 高工, 研究领域为飞机总体设计。E-mail: zhangxintan@comac.cc

引用格式: 张新替, 于 航, 彭俊毅, 等. 氢能源民用飞机技术路线与总体概念设计方法研究[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2210088. (ZHANG X T, YU H, PENG J Y, et al. Technical route research and concept design of hydrogen aircraft [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2210088.)

国氢能源飞机设计发展。

本研究从梳理国内外氢能航空规划和技术发展趋势入手,通过多维度对比不同新能源动力形式的技术特点,分析最具潜力的新能源形式。通过建立氢能源飞机的总体设计流程,开展了氢能源飞机总体方案设计的实例分析,评估氢能飞机发展的技术可行性。

2 飞机能源动力形式对比

氢燃料具有良好燃烧性,是目前能够从自然界中获取的含量最高的清洁能源,具有巨大的开发潜力。目前常用的各类燃料存储状态下能量密度如表 1 所示,其它燃料的质量能量密度相较于氢燃料而言明显偏低。

Table 1 Fuel energy densities^[11]

燃料种类	质量能量密度/ (kWh/kg)	体积能量密度/ (kWh/L)
煤油(Jet A)	11.8	10.0
甲醇	5.5	4.4
乙醇	7.4	6.7
柴油	12.7	14.8
气态天然气	14.0	4.0
液态天然气	14.0	5.3
气态氢(70 MPa)	38.9	1.5
液态氢	38.9	2.8

在各种新能源形式中,目前具备实现 CO₂ 净零排放潜力的能源有氢燃料、核能、太阳能和电池化学能这几种。另外,可持续航空燃料(SAF)作为航空碳减排的一种过渡方案,使用 100% 的 SAF 能够减少 80% 的全生命周期碳排放^[12]。对于大型客机,电池的能源密度无法满足要求,太阳能的功率密度同样无法

满足要求。核能目前阶段只有核裂变堆较为成熟,但考虑到排放物存在放射性,以及损毁后的放射性物质泄漏等问题,现阶段较难以应用在民用飞机上。所以,对于大型客机的净零排放目标,氢燃料和 SAF 是两种可以满足要求且具备一定可行性的能源方案。

目前,新能源飞机的能源动力系统的能量转化形式一般为燃料化学能转化为机械能或电能转化为机械能。前者主要以涡轮机使用 SAF 和氢燃料等新能源燃料的组合形式存在;后者则为利用燃料电池或涡轮机机发电,以电能作为推进能源。不同能源动力组合形式的对比评估如表 2 所示,在每个对比维度将评判指标量化,每个黑色五角星代表 1 分,空心五角星代表 0.5 分,满分为 5 分。从表中可以看出,氢燃料能源形式在能量密度、减碳方面具有显著优势,而且随着相关技术成熟度的不断提升,极有潜力成为未来民机实现减碳目标的主要能源选项。

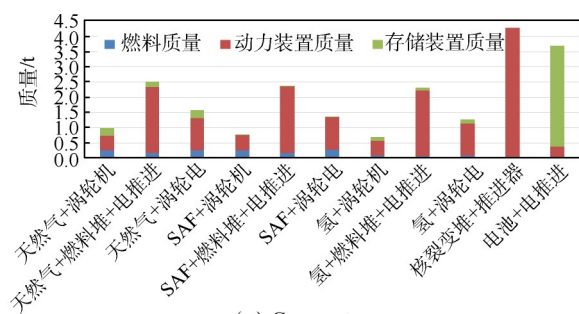
对于不同新能源动力组合形式的使用,还需重点考虑质量影响,特别对于新能源飞机而言,质量大小直接决定了该能源动力形式是否具备应用条件。基于当前技术发展水平,以商用民机产品的应用需求为牵引,对多种能源动力组合形式的质量进行了评估,其中包括燃料质量、动力装置质量和存储装置质量三部分。对于不同航程座级类别的民机产品,其能源动力系统的质量特征有较明显区别,如图 1 所示。其中,对于短途运输类飞机(19~30 座,500 km)、窄体干线飞机(130~180 座,5 000 km)和大型远程宽体客机(350~450 座,15 000 km),“液氢+涡轮机”的能源动力组合,动力系统总质量在各类别均为最小,另外“SAF+涡轮机”能源动力组合的质量效率也比较

Table 2 Comparison of new energy and power forms

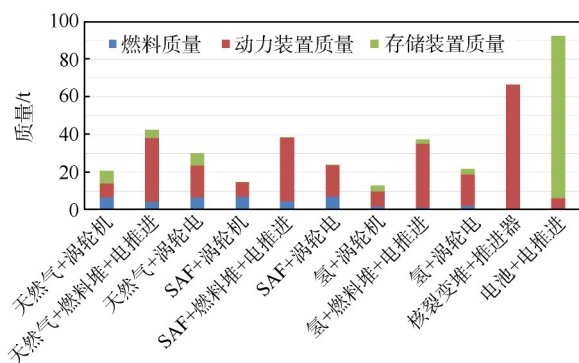
	能量密度	体积	功率密度	能源经济性	减碳	减有害气体	技术成熟度
氢+涡轮机	★★★★	★★	★★★★	★★★☆	★★★★★	★★	★★★☆
氢+燃料堆+电推进	★★★★	★★	★	★★★★	★★★★★	★★★★★	★★
氢+涡轮电	★★★★	★★	★★★	★★★☆	★★★★★	★★	★★★★
锂电池+电推进	★	★★	★★★★★	★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★★★
SAF+涡轮机	★★★	★★★★★	★★★★	★★☆	★★	★★	★★★★☆
SAF+涡轮电	★★★	★★★★★	★★★	★★☆	★★☆	★★	★★★☆
天然气+涡轮机	★★★☆	★★★★	★★★★	★★★☆	★	★★	★★★★★
天然气+涡轮电	★★★☆	★★★★	★★★	★★★☆	★☆	★★	★★★☆
核热推进	★★★★★	★★★★	☆	★★	★★★★★	★★★★★	★
太阳能+电推进	★	★★	☆	★★★★★	★★★★★	★★★★★	★★★

优秀,而且与现有航空体系较为适配。上述这两种能源形式也是在未来可预见的时间内,实现新能源民机产品降碳减排的主要技术路线。

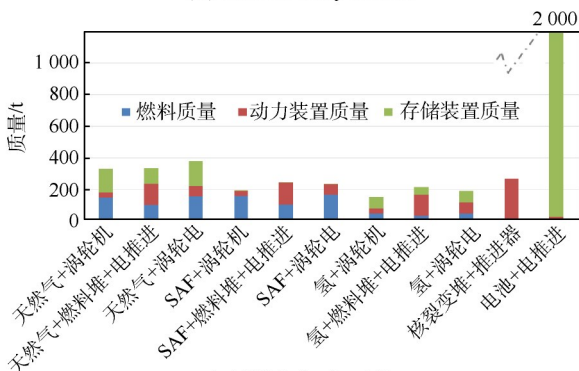
在更长周期来看,随着能源动力技术革命,“电池+电推进”架构质量在未来有望大幅降低,适用于短途运输类飞机;而基于核动力的架构则更适用于大型远程宽体客机。



(a) Commuter



(b) Narrow-body airliner



(c) Wide-body airliner

Fig. 1 Mass of hydrogen aircraft energy and power systems

在能源经济性方面,随着液氢基础设施的建立和产能的提升,液氢燃料成本预计会在未来十年之内大幅下降,而SAF受其原材料的影响,产量难以大幅提升。考虑到降低成本预期以及技术成熟度等因素,氢能将是未来10~20年内新能源民用飞机最具潜力的能源形式。

3 氢能飞机方案研究

本节开展氢能飞机总体技术方案研究,对飞机总体设计参数进行权衡,将氢能飞机总体方案与传统燃油飞机方案进行对比,并分析氢能民用飞机的技术可行性。

先建立一个传统燃油动力的窄体干线商用飞机基线方案作为设计参考:标准商载150座,设计航程5500 km,巡航速度 $Ma=0.78$,巡航高度为10668~11887 m。对于传统燃油飞机的总体方案设计,首先依靠空重系数法(基于同类飞机的空重统计数据)和布雷盖航程公式快速迭代估算初始起飞总重,即飞机总体设计的第一轮近似。随后,基于该起飞总重,开展翼载荷—推重比权衡、初步气动布局评估、动力装置评估以及全机分类质量计算,完成总体方案初始设计,并经多轮迭代,得到起飞质量收敛的总体设计参数。

3.1 氢能飞机总体方案设计流程

对于氢能源飞机的总体方案设计,由于飞机所使用的燃料特性差异较大,导致燃料储运装置不同,进而对全机结构、布置、质量等产生多方面影响。因此需针对氢能飞机设计特点,建立区别于传统飞机的总体参数权衡设计流程,基于传统飞机的质量统计方法,考虑氢能动力系统所带来的飞机质量增量,以满足对于氢能源飞机总体设计方法的迫切需求。新流程如图2所示。

首先,基于商载、航程指标建立传统燃油飞机基线方案,初步估算使用空重、升阻比、能量效率、功率等级等。其次,在第一轮近似中需要考虑能源动力系统产生的质量变化影响,根据氢能源飞机储能系统和动力系统的变化,预估相对基线方案的起飞质量比。基于这一起飞质量估算航段油耗,直至考虑航段油耗后的起飞质量与初始预估质量一致,完成第一轮计算收敛。

随后,进行第二轮总体方案迭代。依据初步的起飞总重开展翼载荷—推重比权衡,考虑到起飞/复飞爬升梯度、起降场长、进近速度等限制因素,得到机翼面积及推力需求,作为气动效率和分类质量计算的输入。由于机载储氢装置主要对全机气动效率和质量造成不利影响,因此,在总体方案第二轮迭代过程中,重点从气动效率和质量特性两方面考虑氢能源形式的影响。储能装置质量的增加导致全机空重增大,同时配合储氢装置的布置,飞机外形要做适应性改变,飞机浸润面积增大,导致气动效率降低。

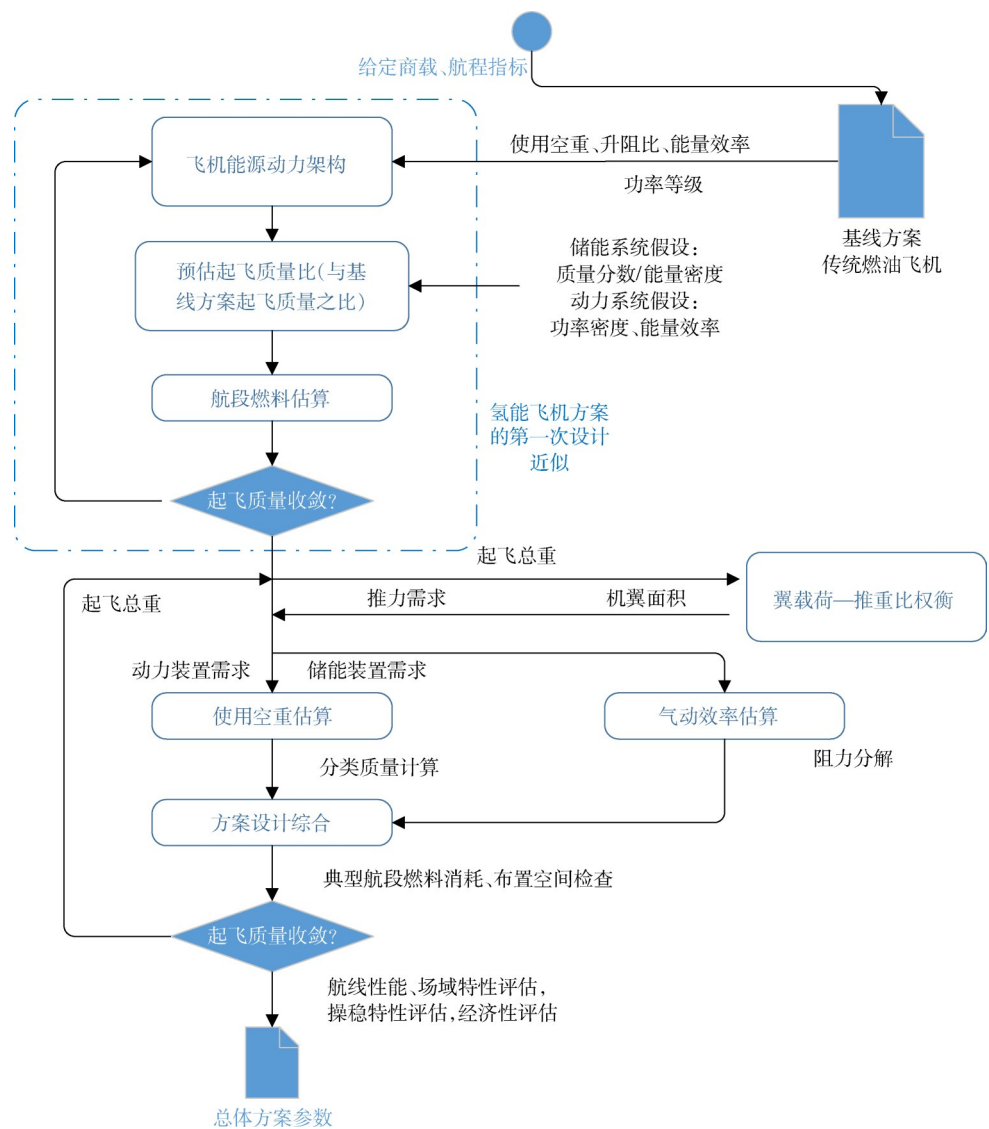


Fig. 2 Concept design process of hydrogen aircraft

二者的综合影响增大了飞行能耗,使得氢燃料消耗增大,进而导致需要使用更重的储能设备,起飞总重迭代过程所表现出的“滚雪球”效应极其明显。

在第二轮迭代起飞质量收敛后,针对总体方案进行航线性能、场域特性、操稳特性及经济性评估,完成总体方案设计。

3.2 氢能飞机总体参数估算方法

在气动特性计算方面,采用巡航阻力分解方法,将阻力分解为零阻、升致阻力和波阻三部分。其中零阻的计算是将飞机分为机身、机翼、平尾、垂尾、短舱吊挂等部件分别计算,再考虑部件之间的干扰阻力增量。部件阻力受到形状因子、部件摩擦因子和部件湿面积三方面影响。形状因子计算方法可采用 Torenbeek^[13]公式(与 Jenkinson 等^[14]、Morrison^[15]的方法,或者 DATCOM 软件给出的公式的结果相差不

大);部件摩擦因子会受到空气压缩性的影响,其具体值取决于该部件的层流区域占比。升致阻力估算中最关键的奥斯瓦尔德因子 e ,主要受到机翼平面形状、空气粘性影响、压缩性影响影响和机身影响。对于大型商用飞机, e 通常会在 0.7~0.8,部分型号略超过 0.8。巡航波阻与临界马赫数、巡航马赫数直接相关。临界马赫数可采用后掠翼的科恩公式计算,波阻系数可以采用洛克四次方定律计算^[16]。

在质量特性方面,重点在于对全机空重的计算,包含了飞机结构、机载系统、动力装置、杂项、标准项、使用项。在此更关心使用氢动力相比燃油飞机质量的改变,所以重点关注结构质量、储氢相关系统质量、氢动力装置质量,其他部分的质量认为与燃油飞机一致。在结构质量方面,重点关注机翼、机身质量。尾翼和吊挂与传统基线方案差别可以忽略不

计。机翼结构质量采用 KHT^[17]和 Torenbeek^[13]两种计算方法所得结果的平均值。机身内部因布置储氢罐,导致机身增长或者加高,可采用 KHT,牛春匀^[18],HOWE^[19]等三种计算方法所得结果的平均值。此外,氢能飞机着陆质量对起落架质量的影响也须考虑。本文采取 Raymer 给出的基于最大着陆质量估算主起落架和前起落架质量的方法^[20]。储氢相关系统质量与传统基线方案的燃油系统差别较大,因此需要重点考虑。根据麦肯锡研究结果,窄体干线氢能飞机的液氢存储质量效率(即氢燃料占总存储系统和燃料总重的比例)达到 35% 以上时,才能体现出氢能飞机的竞争力^[6]。故本文暂且假设氢燃料存储质量效率为 0.35。

3.3 氢能飞机概念设计

基于窄体干线客机的背景,建立两个氢涡轮风扇动力架构的飞机方案,依据储氢罐布置形式可分为两种外形,分别以增加机身长度(方案 A)和机身截面高度(方案 B)的方式提高机身容积以容纳储氢罐,其构型如图 3 所示,图中绿色部分为储氢罐。

考虑到液氢飞机航迹云覆盖面较大,为减小航迹云对气候的影响,文献[5]给出了降低巡航高度的解决方案。两个氢能飞机方案的巡航高度降低为 9 449 m,巡航速度相应降低到 $Ma=0.75$ 。储氢罐会引起全机使用空重增加,因此,着陆质量远高于传统燃油飞机方案。这对飞机低速性能提出了更高要求。如果不放开进近速度要求,就需要增大机翼面积,并且设计更复杂的增升装置(如三段式襟翼)。这样不仅会降低飞机巡航气动效率,同样会对结构质量造成不利影响。

3.4 设计结果

针对两个氢能飞机方案:方案 A 和方案 B,开展了两轮总体设计迭代,方案结果如表 3,表 4 所示。从结果中可看出,相同的商载航程下,氢能飞机的最大起飞质量相比传统燃油飞机增加了 10%~17%,这对氢能动力装置提出了更高的推力需求。另外由于着陆质量的增加,在保持当前场域特性等级指标不变的前提下,机翼面积需要大幅增加,考虑到 C 类机场 36 m 翼展限制,氢能飞机展弦比会降低,巡航气动效率受到影响。综合以上影响,采用 3.2 节计算方法得出巡航气动效率相比基线方案的降低约为 3% 左右。

本文对发动机的假设是基于能量转换效率与当前同等级燃油发动机相同(包括热效率、推进效率均保持不变),按照相同能量的液氢与燃油,换算得到氢燃料消耗率(SFC 约为 0.02 kg/(N·h)左右),具体发动机推力、耗油率参见表 4。本文还以氢燃料、航煤

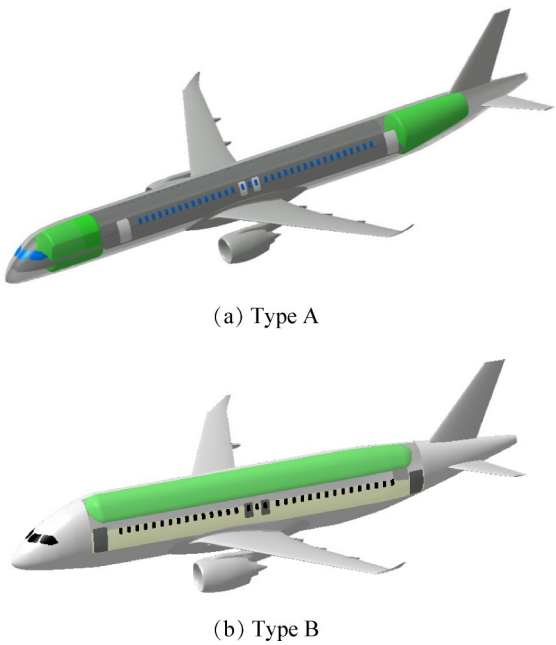


Fig. 3 Hydrogen aircraft prototype

Table 3 Hydrogen aircraft layout parameter

	基线	方案 A	方案 B
机翼面积/m ²	126	151	144
机翼展长/m	35.8	36.0	36.0
展弦比	10.1	8.6	9.0
机身长度/m	38.9	50.3	38.9
机身截面宽度/m	3.96	3.96	3.96
机身截面高度/m	4.17	4.17	5.20
飞行高度/m	10 668	9 449	9 449
巡航马赫数	0.78	0.75	0.75
升阻比	17.3	16.9	16.8

Table 4 Hydrogen aircraft mass parameter

	基线	方案 A	方案 B
发动机推力/kN	133	156	147
发动机SFC/(kg/(N·h))	0.054	0.020	0.020
推重比	0.343	0.343	0.342
翼载荷/(kg/m ²)	629	613	609
使用空重/t	45.8	69.2	64.5
最大起飞质量/t	79.2	92.6	87.7
最大着陆质量/t	67.8	85.7	81.4
机翼结构质量/t	9.2	11.4	10.8
机身结构质量/t	9.2	13.4	9.8
起落架质量/t	2.7	3.7	3.1
轮档燃料质量/t	15.5	7.1	6.7
座百公里能耗/kWh	20.8	31.2	29.8

所包含热值为对象对比座公里能耗水平。除了零碳排放的优势,在 NO_x 排放方面,通过对氢燃烧相关技术的研究,预计可以达到与燃油发动机相同的 NO_x 排放水平。

除了液氢储罐的质量代价以外,氢能飞机空重的增加也来自于机翼、机身、起落架结构质量的增加。方案 A 的机身加长带来的结构质量代价较大,机身结构增重达到 45%,而机身截面加高带来的增重代价相对较小,只增长了不到 7%。方案 A 的机翼质量代价同样较高;而且如果加长机身,为保证最小擦地角约束,方案 A 起落架需要加长,也会带来质量代价(相比方案 B,起落架额外增重 17%)。在巡航气动效率方面,方案 A 比方案 B 高 0.6%。对于方案 B,液氢储罐布置空间为非圆截面,在此空间内布置圆形截面储罐则空间利用率较低,如果考虑贴合飞机舱室空间外形的“随型”非圆截面液氢储罐,则需要攻克拐角位置曲率剧烈变化带来的强度问题,对储罐结构效率造成的代价需要进一步评估,但相比之下:A 方案中机身加长对质量、燃料消耗的影响更为严重。综合对比起飞质量和燃料消耗等因素,窄体干线氢能飞机储罐置于客舱上方的布置方案优于机身加长的布置方案。

基于方案 B 顶置氢罐的布置形式,研究储氢质量分数技术提升对飞机带来的收益。为排除起飞质量带来的气动等因素影响,不同质量分数方案保持方案 B 的 609 kg/m²翼载荷参数不变,放开 36 m 翼展限制,假定 10.1 的机翼展弦比、16.8 的升阻比不变,开展 4 种质量分数下的方案对比,结果如表 5 所示。

Table 5 Effects of LH ₂ storage mass fraction on hydrogen aircraft parameters				
储氢质量分数	0.35	0.45	0.65	0.85
最大起飞质量/t	87.6	79.7	71.4	67.8
使用空重/t	64.6	56.9	49.8	46.6
轮档燃料质量/t	6.7	6.2	5.5	5.2
机翼面积/m ²	144	131	118	111
展弦比	10.1	10.1	10.1	10.1
座百公里能耗/kWh	30.0	27.3	24.5	23.2

从结果可看出,随着储氢技术进步,质量分数增加对起飞质量、能耗水平带来的收益较为明显。当储氢质量分数达到 45% 时,同等航座级的窄体干线飞机,燃油方案与液氢燃料方案起飞质量基本保持一致,当储氢质量分数进一步增大,氢能飞机方案起飞质量低于燃油方案。但考虑到液氢存储会造成飞机相比基线方案空重增加、升阻比下降,座公里能耗水平会低于基线方案。当储氢质量分数达到 45% 以上,考虑到未来液氢燃料成本下降以及零碳排放优势,液氢燃料窄体干线飞机将会成为一种可行的民机产品。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)“氢能源+涡轮机”的能源动力组合对于未来 10~20 年民用飞机产品净零排放要求的实现是相对最可行的技术路线。

(2)基于氢能源飞机总体设计方法,分析了氢能源窄体干线飞机总体参数,相比传统燃油飞机,在储氢质量分数 0.35 的假设下,氢能飞机的起飞质量增加约 10%,当储氢质量分数达到 0.45,燃油与氢燃料方案的起飞质量基本一致,当储氢质量分数更高时,氢能方案的起飞总重将低于燃油方案。

(3)对比了两种窄体干线氢能飞机储罐布置形式,从起飞质量和燃料消耗两方面考虑,窄体干线氢能源飞机储罐置于客舱上方(机身加高)的布置方案优于储罐置于机身前后部(机身加长)的布置方案。

致 谢:感谢氢能源支线飞机总体设计与技术验证项目的资助。

参考文献

[1] 张扬军,彭 杰,钱煜平,等. 氢能航空的关键技术与挑战[J]. 航空动力, 2021(1).

[2] 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).

[3] ATI. Aerodynamic structures roadmap [R]. FZO-AIR-COM-0016, 2022.

[4] FAROKHI S. Future propulsion systems and energy sources in sustainable aviation [M]. Hoboken: Wiley, 2020.

[5] DEUTSCHLAND A, FINMECCANICA A, ESPANA A, et al. Liquid hydrogen fuelled aircraft—system analysis [R]. Toulouse: CRYOPLANE, 2002.

[6] McKinsey & Company. Hydrogen-powered aviation: a fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050 [R]. Toulouse: Clean Sky II, 2020.

[7] 王翔宇. 英国零碳飞行发展愿景分析[J]. 航空动力, 2022(3).

[8] 曹 蕃,陈坤洋,郭婷婷,等. 氢能产业发展技术路径研究[J]. 分布式能源, 2020, 5(1): 1-8.

[9] WINNEFELD C, KADYK T, BENSMANN B, et al. Modelling and designing cryogenic hydrogen tanks for future aircraft applications[J]. Energies, 2018, 105(11).

[10] ZHANG T, URATANI J, HUANG Y, et al. Hydrogen liquefaction and storage: recent progress and perspectives [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2023,

- 176(4).
- [11] ROHACS J, Rohacs D. Conceptual design method adapted to electric/hybrid aircraft developments [J]. *International Journal of Sustainable Aviation*, 2019, 5(3).
- [12] NELSON E S, REDDY D R. Green aviation: reduction of environmental impact through aircraft technology and alternative fuels [M]. London: Taylor & Francis Group, 2017.
- [13] TORENBEEK E. Synthesis of subsonic airplane design [M]. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1982.
- [14] JENKINSON L R, SIMPKIN P, RHODES D. Civil jet aircraft design [M]. Reston: AIAA, 1999.
- [15] MORRISON W D. Advanced airfoil design: empirically based transonic aircraft drag buildup technique [R]. NASA CR-137928, 1976.
- [16] PASQUALE M S. 商用飞机设计指南 [M]. 段卓毅, 郭圣洪, 孙侠生, 等译. 北京: 航空工业出版社, 2018.
- [17] 陈俊章. 飞机设计手册-第八册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- [18] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
- [19] HOWE D. Aircraft conceptual design synthesis [M]. UK: Professional Engineering Publishing Limited London and Bury St Edmunds, 2000.
- [20] RAYMER D P. Aircraft design: a conceptual approach [M]. Washington: AIAA, 1989.

(编辑:梅 瑛)

Technical route research and concept design of hydrogen aircraft

ZHANG Xintan, YU Hang, PENG Junyi, ZHU Wendu, ZHANG Jiong, WANG Man, YANG Zhigang

(COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China)

Abstract: With the goal of achieving net zero carbon emissions from commercial aircraft, new forms of energy that can be put into large-scale applications in the future are found. Comparative evaluations are carried out with the aspects of specific energy, specific power, emissions reduction and economic effect. Combined with the mass comparison of the energy power system of various levels of civil aircraft products such as commuter, narrow-body, wide-body, the hydrogen energy with gas turbine is shown to be the most feasible energy power combination in the medium and long term of the future. The overall design process for hydrogen-powered aircraft is established. Conceptual design of medium-range hydrogen-powered passenger aircraft is carried out, and the aerodynamic efficiency is estimated by means of drag decomposition, and empty mass is estimated with the method of classified mass calculation. The overall parameters and preliminary conceptual scheme of a feasible hydrogen-powered aircraft are formed with design iteration. The results show that the use of power structure of liquid hydrogen with gas turbine can increase the take-off mass by within 10% compared with the conventional kerosene-powered aircraft for short to medium range, narrow-body civil aircraft. With the consideration of the foreseeable breakthroughs in hydrogen power system and hydrogen storage technology in the next 10 to 20 years, hydrogen-powered aircraft is the most potential solution to achieve net-zero carbon emissions for air transport.

Key words: Net-zero carbon emission; Hydrogen energy; Mass fraction of hydrogen storage; Aircraft concept design; Energy power architecture

Received: 2022-10-25; Revised: 2024-01-20.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2210088

Corresponding author: ZHANG Xintan, E-mail: zhangxintan@comac.cc

2210088-7