2021 年 第 21 卷 第 31 期
2021, 21(31): 13574-06
科 学 技 术 与 工 程
Science Technology and Engineering
ISSN 1671—1815
CN 11—4688/T

引用格式:吴 江, 佟胜喜, 高 峰, 等. 某型燃料电池飞机气动布局方案对比[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(31): 13574-13579.
Wu Jiang, Tong Shengxi, Gao Feng, et al. Comparison of aerodynamic layout schemes of a fuel cell aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(31): 13574-13579.

航空、航天

某型燃料电池飞机气动布局方案对比

吴 江[1,2], 佟胜喜[1,2], 高 峰[2], 尹 崇[3], 杨凤田[1,2*]
(1. 沈阳飞机设计研究所,沈阳 110035; 2. 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136; 3. 中国民用航空沈阳航空器适航审定中心,沈阳 110143)

摘 要 以某型四座电动飞机为平台,进行推进系统改装燃料电池的飞机气动布局方案设计,分别形成反应堆及储氢罐均内置、反应堆内置储氢罐外挂、反应堆及储氢罐均外挂 3 种气动布局方案。通过计算流体力学软件进行数值仿真,从升阻特性,纵向及横航向静稳定性等方面对 3 种方案进行了气动特性分析。分析结果表明,反应堆及储氢罐均内置方案升阻特性最优,反应堆内置储氢罐外挂、反应堆及储氢罐均外挂方案分别会引起巡航状态阻力系数 0.004 及 0.007 量级的增大;两种采用外挂气动布局的方案其横向静稳定性相对内置布局均有所提升,纵向及航向静稳定性变化较小。对比风洞试验结果证明了仿真结果的准确性。本研究在燃料电池飞机气动布局设计方面进行了有益探索,具备一定的工程参考价值。

关键词 燃料电池飞机; 气动布局; 升阻特性; 静稳定性
中图法分类号 V211.5; **文献标志码** A

Comparison of Aerodynamic Layout Schemes of a Fuel Cell Aircraft

WU Jiang[1,2], TONG Sheng-xi[1,2], GAO Feng[2], YIN Chong[3], YANG Feng-tian[1,2*]
(1. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China; 2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China; 3. CAAC Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center, Shenyang 110043, China)

[**Abstract**] Based on a four-seat electric aircraft, the aerodynamic layout of the aircraft with fuel cell propulsion system was designed, and three aerodynamic layout schemes were formed respectively, including internal fuel cell (FC) reactor and hydrogen tank scheme, internal FC reactor and external hydrogen tank scheme, external FC reactor and hydrogen tank scheme. The computational fluid dynamics software was used for numerical simulation, and the aerodynamic characteristics of the three schemes were analyzed in terms of lift and drag characteristics, longitudinal and transverse directional static stability. The analysis results show that the lift-drag characteristics of the internal FC reactor and hydrogen tank is the best, the cruising drag coefficient will be increased by orders of 0.004 and 0.007 for both internal FC reactor and external hydrogen tank scheme and external FC reactor and hydrogen tank scheme respectively, the lateral static stability of the two schemes using the external layout is improved compared with that of the internal layout scheme, while the longitudinal and directional static stability changes little. Compared with the wind tunnel test results, the accuracy of the simulation results is proved. This study is beneficial to explore the aerodynamic layout design of fuel cell aircraft and has certain engineering reference value.

[**Keywords**] fuel cell aircraft; aerodynamic layout; lift and drag characteristics; static stability

燃料电池作为飞机的动力源在航空工业中加以应用具备巨大的潜能[1-3]。其中,一个主要原因是其具有环境友好的特性[4-5],最新的研究表明以氢为燃料的燃料电池推进系统在飞机中的使用将使得飞机在飞行中对气候的影响减少约 75%[6]。目前,燃料电池技术在航空中的应用已经受到广泛关注。波音公司已经致力于氢燃料电池在航空中的应用 15 年,其中包括 3 次飞行演示;空客公司通过跨行业和公私伙伴合作,积极地推进燃料电池推进系统在航空中的试验与应用;其他,诸如德国宇航中心(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR)、美国 Plug Power 燃料电池公司、德国包豪斯航空公司、都灵工业大学等组织、企业及科研院校都在致力于燃料电池系统的开发及其在航空中的

收稿日期: 2021-04-15; **修订日期**: 2021-08-09
基金项目: 辽宁省自然科学基金(20170540708)
第一作者: 吴 江(1978—),男,汉族,辽宁法库人,硕士,高级工程师。研究方向:通用飞机设计。E-mail:wujiangnuaa@163.com。
* **通信作者**: 杨凤田(1941—),男,汉族,辽宁义县人,中国工程院院士。研究方向:飞行器设计。E-mail:wujiangnuaa@163.com。

应用[6-11]。

受到氢(液氢、压缩氢气)贮存效率及燃料电池系统功率密度的影响[12-15],燃料电池推进及氢贮存装置的体积均较大,因此在进行氢燃料电池飞机的气动布局设计时,需综合考虑空间布局的限制。同时,燃料电池系统的散热要求也较高,如采取风冷系统,需综合考虑通风要求。鉴于总体空间布局、散热通风以及飞机功率需求的约束,可考虑反应堆及储氢罐均内置、反应堆内置储氢罐外挂、反应堆及储氢罐均外挂 3 种气动布局形式。

由于推进系统功率密度偏低、电池能量密度亦偏低的现状,单纯地考虑气动特性,采用储能装置内置是燃料电池飞机的理想气动布局方案。DLR[6]的双机身混合电动飞机 HY4、Romeo 等[8]研制的双座燃料电池飞机等型号均采用此类布局。针对储能装置内置,Brelje 等[16]采取机翼内布置储氢罐的方式对某氢燃料电池飞机的机翼进行气动及结构的耦合优化,实现了气动阻力、飞机重量及燃料存储空间之间的平衡;田海平等[17]针对某型氢动力固定翼无人机气动布局的气动特性进行了评估。除了燃料电池飞机,以锂电池为动力的纯电动飞机同样对推进系统功率密度和电池能量密度十分敏感,其气动特性及性能研究也对储能装置内置的燃料电池飞机气动布局研究具备一定的参考价值。佟胜喜等[18]针对采用大展弦比气动布局的某型双座电动飞机的风洞试验模型,利用流固耦合方法分析了机翼有无弹性变形的气动力特性;李亚东等[19]基于电动飞机与油动飞机在总体参数、气动参数及螺旋桨效率及锂电池能量密度等方面的不同,针对某型电动飞机进行了爬升性能的分析。通过如上研究可见——充分利用机身及机翼内部空间进行储能装置布置及采用大展弦比机翼气动布局成为现有机型设计的主要方向。

实际飞机型号的工程研制除了考虑气动特性以外,还需综合考虑总体布局、散热、适航验证难度、型号谱系发展等多方面因素,因此采用储能装置外挂的气动布局形式仍然具有现实的研究意义。例如,空客的 ZEROe 项目就采用了分布式燃料电池推进的外挂式吊舱构型。针对外挂气动布局形式,专业领域的科研人员对于飞机加装外挂后的气动特性通过数值仿真方式进行过一系列的研究[20-22],其定性结论对于本研究有一定借鉴意义。但是,其外挂装置相对飞机尺寸而言均较小,对飞机的气动特性定量影响亦较小,因此定量参考价值也十分有限。所以,有必要对加装大尺寸外挂储能装置的燃料电池飞机气动特性进行定量的分析,以确定其与储能装置内置气动布局形式在气动特性上的定量差别。

鉴于对气动特性、总体布局、散热、适航验证难度、型号谱系发展等现实约束的综合考量,以辽宁通用航空研究院某适航审定阶段四座电动飞机为平台,开展将其推进系统改为燃料电池系统的飞机气动布局设计,并通过计算流体力学软件定性、定量地分析了不同气动布局方案之间的气动特性差异。研究结果可为在不同约束条件下开展燃料电池飞机气动布局方案及动力系统选型,提供一定的工程参考。

1　燃料电池飞机气动布局方案

将现有四座电动飞机改装为燃料电池推进系统驱动,主要涉及燃料电池反应堆及储氢罐的气动排布。在不考虑加长机身的前提下,将燃料电池反应堆及储氢罐,分别采用机翼下方外挂及内置方式进行组合排布,共形成 3 种气动布局方案,不同气动布局方案如图 1 所示。

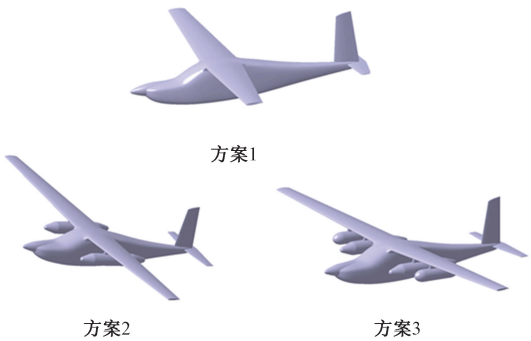


图 1　气动布局方案

Fig. 1　Aerodynamic layout schemes

2　数值仿真及气动特性分析

2.1　数值模型

忽略流体体积力与热传导项,考虑流体黏性效应,微分形式的定常、可压缩流体的 RANS 方程如下。

平均质量传输方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{\boldsymbol{v}}) = 0 \tag{1}$$

平均动量传输方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{\boldsymbol{v}}) + \nabla \cdot (\rho \bar{\boldsymbol{v}} \otimes \bar{\boldsymbol{v}}) = -\nabla \cdot \bar{p}\boldsymbol{I} + \nabla \cdot (\bar{\boldsymbol{T}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{RANS}}) \tag{2}$$

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{RANS}} = -\rho \begin{bmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{bmatrix} + \frac{2}{3}\rho \kappa \boldsymbol{I} \tag{3}$$

式中:ρ 为空气密度;$\bar{v}$ 为流体平均速度;$\bar{p}$ 为流体平均压力;$\boldsymbol{I}$ 为单位张量;$\bar{\boldsymbol{T}}$ 为平均黏性应力张量;⊗为克罗内克积;$\boldsymbol{T}_{\mathrm{RANS}}$ 为应力张量,其中 κ 为湍动能;u、v、w 为速度的 x、y、z 轴分量[23]。

依据涡流黏度模型 Boussinesq 近似,有

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{RANS}} = 2\mu_{\mathrm{t}}\boldsymbol{S} - \frac{2}{3}(\mu_{\mathrm{t}}\nabla\cdot\bar{v})\boldsymbol{I} \tag{4}$$

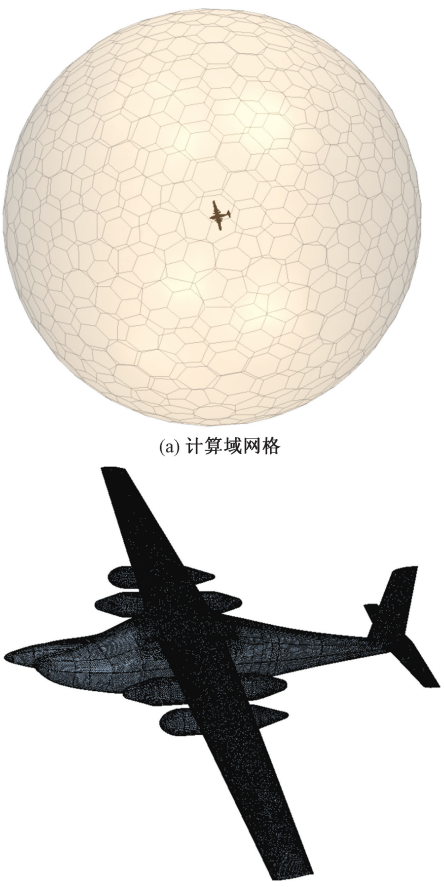
式(4)中:$\boldsymbol{S}$ 为平均应变量张量;μ_{t} 为湍流涡黏度。

湍流模型选择航空工业中广泛应用的剪切应力传输(shear stress transfer,SST)K-Omega 模型[24]。

2.2 网格模型

外挂的燃料电池反应堆及储氢罐在机身两侧对称布置,为了考虑侧滑对飞机纵向及横航向静稳定性的影响,计算采用全机模型。飞机表面网格为增强质量三角形网格,空间网格为多面体网格。

以方案 3 为例,其单元网格数量为 1 349 万,节点数量为 5 478 万。网格划分情况如图 2 所示。



(a) 计算域网格

(b) 飞机表面网格

图 2 计算网格

Fig. 2 mesh for computation

2.3 仿真条件

计算流场区域采用自由流边界条件,给定流向参考风轴,马赫数为 0.185 294(对应风速 63 m/s),静态温度为 288.15 K(对应温度 15 ℃)。飞机表面设定为无滑移、平滑壁面。

计算状态对应迎角 $\alpha = -6° \sim 16°$,侧滑角 $\beta = 0° \sim 8°$;监测升力系数 C_{L}、阻力系数 C_{D}、俯仰力矩系数 C_{m}、滚转力矩系数 C_{l}、偏航力矩系数 C_{n},以 Δ 表示差量。参考压力为相对标准大气压 0,参考空气密度 1.225 kg/m^3,机翼参考面积、平均气动弦长、翼展等参数依据参考机型给定,计算参考坐标原点按参考机型重心给定,纵向坐标 0 位置给定重心前后限中点位置。

2.4 仿真结果

通过 CFD 软件仿真,分别对反应堆及储氢罐均内置、反应堆内置储氢罐外挂、反应堆及储氢罐均外挂 3 种气动布局方案(即图 1 中的方案 1、方案 2、方案 3)进行升阻特性、纵向静稳定性及横航向静稳定性分析,分析结果如图 3 ~ 图 8 所示,某计算状态机身表面压力分布如图 9 所示。

2.5 气动特性分析

分析图 3 可知,方案 1、方案 2、方案 3 的升力系数随迎角变化情况基本一致,差量不明显;在小差量范围内,升力特性从优至劣为方案 1、方案 2、方案 3。总体上,可以认为各方案的升力特性无明显差异。

分析图 4 可知,方案 2、方案 3 相对方案 1 的阻

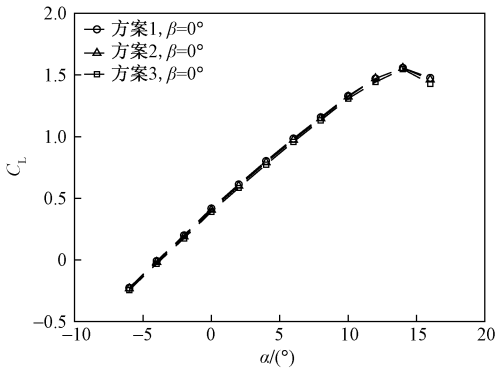


图 3 升力系数-迎角

Fig. 3 Lift coefficient-angle of attack

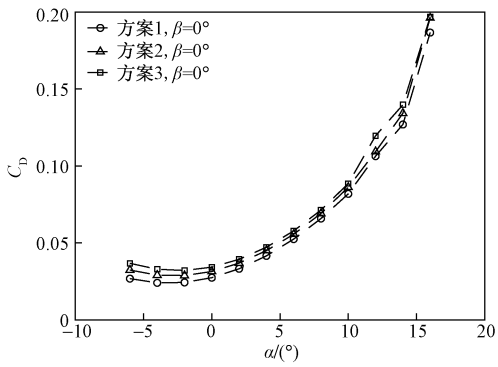


图 4 阻力系数-迎角

Fig. 4 Drag coefficient-angle of attack

力系数在整个迎角范围内均有所增加,阻力特性从优至劣为方案 1、方案 2、方案 3。可以判定采用外挂布局,飞机的阻力特性变差。

由图 6 可以判断升阻特性从优至劣为方案 1、方案 2、方案 3。综合分析,可以判定采用外挂布局,飞机的升阻特性变差。

结合图 5 分析图 3 可知,方案 1、方案 2、方案 3 在整个迎角范围内,负迎角时俯仰力矩系数均为正,正迎角是俯仰力矩系数均为负。因此,方案 1、方案 2、方案 3 均具有纵向静稳定性。

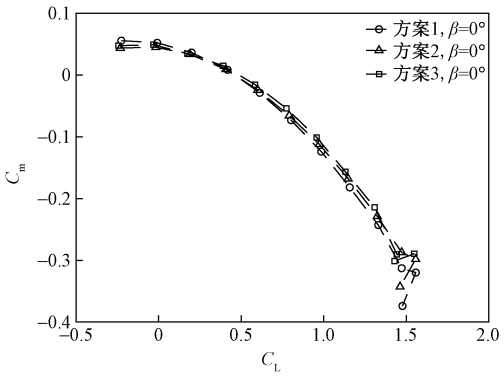


图 5　俯仰力矩系数-升力系数

Fig. 5　Pitching moment coefficient-lift coefficient

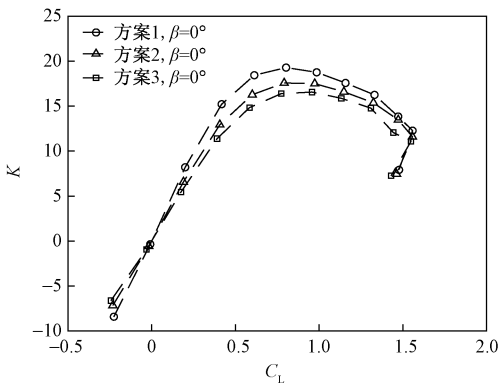


图 6　升阻比 K-升力系数

Fig. 6　Lift-drag ratio K-lift coefficient

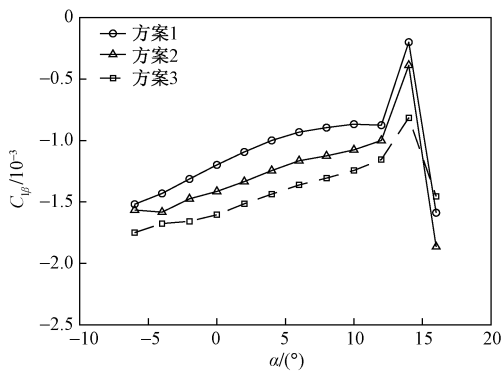


图 7　横向静稳定导数 $C_{l\beta}$-迎角

Fig. 7　Lateral static stability derivative $C_{l\beta}$-angle of attack

分析图 7 可知,方案 1、方案 2、方案 3 在整个迎角范围内,横向静稳定导数均为负,且横向静稳定从优至劣为方案 3、方案 2、方案 1。因此,可以判定方案 1、方案 2、方案 3 均具有横向静稳定性,且采用外挂布局后,横向静稳定性有所改善。

分析图 8 可知,方案 1、方案 2、方案 3 在整个迎角范围内,航向静稳定导数均为正,且各方案差量较小。因此,可以判定方案 1、方案 2、方案 3 均具有航向静稳定性,且各方案航向静稳定性基本一致。

综合以上分析,可以认定采用外挂方案将引起飞机升阻特性变差。以无侧滑、小的正迎角的巡航状态进行定量对比,数据如表 1 所示。

通过分析表 1 可知,在正常巡航状态(即 α = 0°)情况下,采用反应堆内置储氢罐外挂方案 2 相对反应堆及储氢罐均内置的方案 1 阻力系数增加约 14.6%、反应堆及储氢罐均外挂的方案 3 相对反应堆及储氢罐均内置的方案 1 阻力系数增加约 24.9%。即在飞机最大起飞重量相同、巡航速度一致的条件下,方案 2 相对方案 1 在巡航状态下的功率需求提升 14.6%;方案 3 相对方案 1 在巡航状态下的功率需求提升 24.9%。

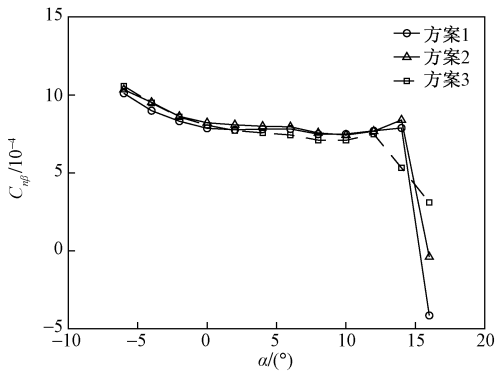


图 8　航向静稳定导数 $C_{n\beta}$-迎角

Fig. 8　Directional static stability derivative $C_{n\beta}$-angle of attack

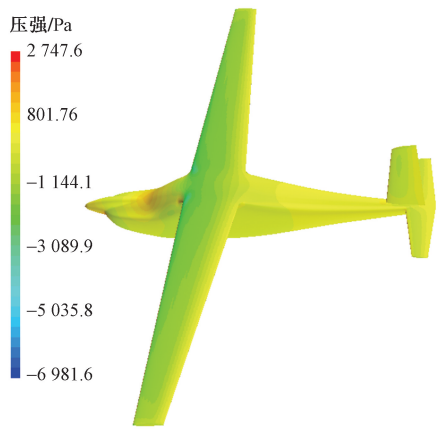


图 9　飞机表面压力分布

Fig. 9　Pressure distribution on aircraft surface

表 1 外挂相对内置方案阻力特性定量对比

Table 1 Quantitative comparison of the drag characteristics between internal and external layout schemes

迎角/(°)	ΔC_{D2}	$(\Delta C_{D2}/C_{D1})$/%	ΔC_{D3}	$(\Delta C_{D3}/C_{D1})$/%
0	0.004 001	14.6	0.006 848	24.9
2	0.003 676	11.1	0.006 136	18.5
4	0.003 407	8.2	0.005 594	13.4
6	0.003 127	6.0	0.005 311	10.1

3 风洞试验结果对比

在中国航空工业空气动力研究院 FL-8 风洞中进行了方案 1、方案 2、方案 3 全机缩比模型的风洞试验。图 10 为方案 3 风洞试验模型在风洞中的安装状态。

对比方案 2、方案 3 相对方案 1 的气动特性差量。以 $\beta=0°$ 为例,仿真及试验数据的对比情况如表 2、表 3 所示。

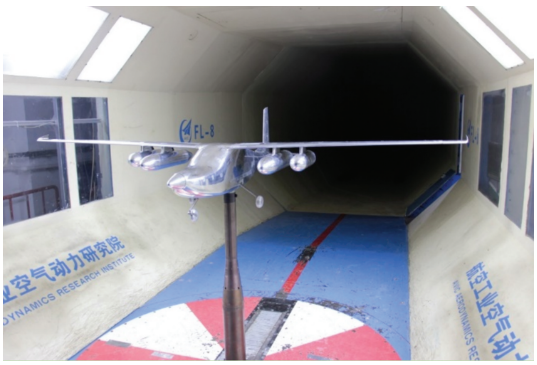


图 10 风洞中的试验模型

Fig. 10 Test model in wind tunnel

表 2 方案 2 仿真及试验差量对比

Table 2 Comparison of simulation and test difference for scheme 2

迎角/(°)	ΔC_{L2}			$(\Delta C_{D2}/C_{D1})$/%		
	仿真	风洞试验	差量	仿真	风洞试验	差量
-6	-0.006 032	-0.016 453	0.010 421	20.8	21.3	-0.5
-4	-0.008 260	-0.013 580	0.005 320	20.6	22.6	-1.9
-2	-0.010 214	-0.011 891	0.001 677	18.4	22.0	-3.6
0	-0.010 785	-0.011 687	0.000 902	14.6	16.7	-2.1
2	-0.012 044	-0.013 089	0.001 045	11.1	11.6	-0.6
4	-0.011 366	-0.013 859	0.002 493	8.2	8.0	0.2
6	-0.011 426	-0.012 824	0.001 398	6.0	5.8	0.1
8	-0.009 602	-0.011 397	0.001 795	5.1	4.8	0.2
10	-0.006 465	-0.006 474	0.000 009	5.2	4.5	0.7
12	0.000 129	0.005 183	-0.005 054	2.8	4.6	-1.8
14	-0.000 677	0.007 913	-0.008 590	5.8	6.2	-0.5
16	-0.014 643	0.080 703	-0.095 346	5.1	-7.1	12.2

表 3 方案 3 仿真及试验差量对比

Table 3 Comparison of simulation and test difference for scheme 3

迎角/(°)	ΔC_{L3}			$(\Delta C_{D3}/C_{D1})$/%		
	仿真	风洞试验	差量	仿真	风洞试验	差量
-6	-0.017 660	-0.040 327	0.022 668	37.0	40.8	-3.8
-4	-0.022 178	-0.042 388	0.020 210	36.6	42.9	-6.3
-2	-0.024 857	-0.043 519	0.018 662	31.8	41.6	-9.8
0	-0.027 026	-0.044 116	0.017 090	24.9	31.3	-6.4
2	-0.028 540	-0.042 518	0.013 977	18.5	21.8	-3.4
4	-0.028 801	-0.039 892	0.011 091	13.4	15.3	-1.9
6	-0.027 383	-0.037 553	0.010 170	10.1	11.4	-1.3
8	-0.024 931	-0.034 447	0.009 516	8.4	8.6	-0.2
10	-0.021 828	-0.031 271	0.009 443	8.2	7.3	0.9
12	-0.028 903	-0.016 997	-0.011 906	12.5	6.9	5.6
14	-0.009 555	-0.002 214	-0.007 341	10.1	8.0	2.1
16	-0.047 535	0.057 200	-0.104 735	5.5	0.9	4.6

由表 2 及表 3 分析可知,仿真结果相对风洞试验结果,在飞机未发生失速的迎角 0°~14°范围内,方案 2 相较方案 1 的升力系数增量绝对值的差异均在 0.01 范围内,阻力系数增量百分比绝对值差异均小于 3%;方案 3 相较方案 1 的升力系数增量绝对值的差异均在 0.02 范围内,阻力系数增量百分比绝对值差异均小于 7%。仿真结果与风洞试验数据一致性较好。

4 结论

综合对比反应堆及储氢罐均内置、反应堆内置储氢罐外挂、反应堆及储氢罐均外挂 3 种气动布局方案的气动特性,得出结论如下。

(1)3 种气动布局方案均具备纵向静稳定性及横航向静稳定性;其中纵向静稳定性及航向静稳定性差异不明显,但采用外挂布局后横向静稳定性有较大提升。

(2)反应堆及储氢罐均内置方案升阻特性最佳,在空间布局及散热设计良好的条件下,应优选此方案。

(3)空间布局受限、内部散热条件差的条件下,应优选反应堆内置储氢罐外挂或反应堆及储氢罐均外挂方案;但是,在飞机最大起飞重量相同、巡航速度一致的条件下,考虑巡航状态(迎角为 0°),反应堆内置储氢罐外挂方案、储氢罐与反应堆均外挂方案动力系统功率需求分别相对反应堆及储氢罐均内置方案提升约 14.6% 与 24.9%。

(4)对比不同方案之间的气动特性参数差量,数值仿真计算结果与风洞试验结果的一致性较好。

(5)本研究在燃料电池飞机气动布局设计方面作了有益的探索,具备一定的工程参考价值。

参 考 文 献

[1] Wilberforce T, Alaswad A, Palumbo A, et al. Advances in stationary and portable fuel cell applications[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41 (37): 16509-16522.

[2] Alaswad A, Baroutaji A, Achour H, et al. Developments in fuel cell technologies in the transport sector[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(37): 16499-508.

[3] Sürer M G, Arat H T. State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation[J]. European Mechanical Science, 2018, 2(1): 20-30.

[4] Bicer Y, Dincer I. Life cycle evaluation of hydrogen and other potential fuels for aircrafts[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017, 42(16): 10722-10738.

[5] Baharozu E, Soykan G. Future aircraft concept in terms of energy efficiency and environmental factors[J]. Energy, 2017, 140: 1368-1377.

[6] Troeltsch F M, Engelmann M, Scholz A E, et al. Hydrogen powered long haul aircraft with minimized climate impact[C]// AIAA Aviation 2020 Forum. Reston: Aircraft Industries Association of America, 2020: 2660.

[7] Lapeña-Rey N, Mosquera J, Bataller E, et al. First fuel-cell manned aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 1825-1835.

[8] Romeo G, Moraglio I, Novarese C. ENFICA-FC: preliminary survey & design of 2-seat aircraft powered by fuel cells electric propulsion [C]//7th AIAA Aviation Technology, integration and Opereations Conference. Reston: Aircraft Industries Association of America, 2007: 7754.

[9] Baroutaji A, Wilberforce T, Ramadan M, et al. Comprehensive investigation on hydrogen and fuel cell technology in the aviation and aerospace sectors[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2019, 106: 31-40.

[10] Bicer Y, Dincer I. Life cycle evaluation of hydrogen and other potential fuels for aircrafts[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017, 42 (16): 10722-10738.

[11] Dincer I, Acar C. A review on potential use of hydrogen in aviation applications[J]. International Journal of Sustainable Aviation, 2016, 2 (1): 74.

[12] Contreras A, Yiğit S, Özay K, et al. Hydrogen as aviation fuel: a comparison with hydrocarbon fuels[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 1997, 22 (10-11): 1053-1060.

[13] Khandelwal B, Karakurt A, Sekaran P R, et al. Hydrogen powered aircraft: the future of air transport[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 60: 45-59.

[14] Verstraete D. On the energy efficiency of hydrogen-fuelled transport aircraft[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40 (23): 7388-7394.

[15] Verstraete D. Long range transport aircraft using hydrogen fuel [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2013, 38(34): 14824-14831.

[16] Brelje B J, Martins J R R A. Aerostructural wing optimization for a hydrogen fuel cell aircraft[C]// AIAA Scitech 2021 Forum. Reston: Aircraft Industries Association of America, 2021: 1132.

[17] 田海平, 苏　健, 肖泽琦, 等. 氢动力固定翼无人机气动布局的气动特性评估[J]. 太原理工大学学报, 2021, 52(4): 607-613.
Tian Haiping, Su Jian, Xiao Zeqi, et al. Aerodynamic layout evaluation of hydrogen-powered fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) by numerical simulation[J]. Journal of Taiyuan University of Technology, 2021, 52(4): 607-613.

[18] 佟胜喜, 李东辉, 赵庆贺, 等. 弹性变形对双座电动飞机模型气动特性的影响[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(4): 1643-1648.
Tong Shengxi, Li Donghui, Zhao Qinghe, et al. Effect of elastic deformation on aerodynamic characteristics of two-seater electric aircraft model[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(4): 1643-1648.

[19] 李亚东, 张子军, 杨凤田, 等. 某型电动飞机起飞爬升性能分析及飞行试验[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(35): 364-369.
Li Yadong, Zhang Zijun, Yang Fengtian, et al. Analysis of takeoff and climb performance of a certain type of electric aircraft and flighting test[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19 (35): 364-369.

[20] 梁　斌, 沈海军, 孟　华. 某电子设备机载吊舱的气动特性分析[J]. 电讯技术, 2012, 52(5): 808-811.
Liang Bin, Shen Haijun, Meng Hua. Aerodynamic characteristics analysis of an airborne pod for an electronic equipment[J]. Telecommunication Engineering, 2012, 52(5): 808-811.

[21] 卫海粟, 李　杰, 王正任. 轻型通用飞机外挂吊舱对气动特性影响研究[J]. 航空工程进展, 2017, 8(4): 450-456.
Wei Haisu, Li Jie, Wang Zhengren. Influence of external pods on aerodynamic characteristics of light general aircraft [J]. Advances in Aeronautical Engineering, 2017, 8(4): 450-456.

[22] 颜　凯, 郝琳召, 张　锋. 加装吊舱对飞机操稳特性的影响及其尺寸界定[J]. 飞行力学, 2016, 34(1): 72-76, 81.
Yan Kai, Hao Linzhao, Zhang Feng. The influence of adding pod on aircraft operation and stability characteristics and its size definition[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(1): 72-76, 81.

[23] Versteeg H K, Malalasekera W. An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method [M]. 2nd ed. Cleveland: World Publishing Corporation, 2010.

[24] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.