

吹气式附面层控制系统对水陆两栖飞机的重量与平衡影响研究

夏明广,戴诗龙,程志航,刘 玄

(中航通飞华南飞机工业有限公司,珠海 519040)

[摘要] 针对吹气式附面层控制系统可提高飞机起降过程中翼面及舵面的最大升力系数,重点开展最大升力系数提高对水陆两栖飞机着水载荷影响导致的飞机船体及浮筒结构减重研究,设计了一种吹气式附面层控制系统布局方案,估算了该设计方案的吹气系统重量与重心数据,分析了最大升力系数提高对飞机船体着水载荷系数及压力分布的影响,应用了工程估算方法评估着水载荷变化对飞机船体及浮筒的重量与重心影响。结果显示加装吹气系统后,某型水陆两栖飞机着水载荷降低 26.4%,船体及浮筒结构可减重 15.3%,船体及浮筒结构减重量与加装吹气系统的增重量近似相等,飞机重量性能无损失。

关键词: 吹气式附面层控制系统;吹气系统;水陆两栖飞机;着水载荷;重量与平衡

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.20.086



夏明广

工程师、硕士,主要研究方向为飞机重量平衡与控制。

大航程、大商载、良好的机动性及短距起降能力是当代航空技术高速发展对飞机提出的更高要求,因而

对影响其各种因素的研究也不断深入^[1]。对于水陆两栖飞机,翼面升力系数不仅是影响飞机机动性和短距起降能力的主要因素,增大翼面升力系数还可有效降低飞机着水载荷,减轻飞机结构重量,提高飞机航程及商载,因此各国都不遗余力为提高翼面升力系数而设计各类增升系统,其中吹气式附面层控制系统对水陆两栖飞机的翼面升力系数增量效益最好。

20 世纪 50 年代,国外已开始对机翼吹气增升装置的研究^[2],其基本原理是利用吹气装置喷出的压缩空气,导入襟翼、升降舵及方向舵的吹气管路,分别从各操纵面前缘的喷嘴吹出,起到延缓气流分离,增加环量的作用,从而增加机翼升力^[3]。日本新明和公司已成功在其研制的 US-1

和 US-2 系列飞机上应用吹气式附面层控制系统,以 US-1 的起降速度(水面起飞速度为 96~126km/h,着水速度为 98~124km/h)水平^[4-5],按照 CCAR-25-R4 中第 25.527 条“船体和主浮筒载荷系数”可推导出其断阶处载荷系数仅为 2.33^[6],有效降低了其机身结构重量,相较于同时期飞机性能指标相似的 SH5 飞机,其机身结构重量轻 18.4%。

我国近几年也在逐步开展相关研究,目前大多是对增升装置的气动效果开展研究分析。杨琪等^[7]对附面层分离控制方法机制进行了研究,孙卫平等^[8-11]对水陆两栖飞机开展了襟翼及方向舵吹气式附面层控制的数值模拟计算、风洞试验验证及其优化设计研究。本文在国内已有

的吹气襟翼增升效益研究成果的基础上,以某大型水陆两栖飞机为原型,重点研究布局吹气式附面层控制系统需要付出的重量代价、评估吹气式附面层控制系统的增升效益—船体着水载荷—船体结构减重效应,最终基于飞机重量与平衡分析吹气式附面层控制系统对大型水陆两栖飞机的影响。

吹气式附面层控制系统组成

吹气式附面层控制系统主要由气源装置、进气系统、排气系统、燃油系统、滑油系统、控制系统、吹气管道系统组成,简称吹气系统。

其工作原理是利用发动机带动压气机对吸入空气进行压缩,并将压缩空气导入内侧襟翼、外侧襟翼、升降舵、方向舵的吹气管路,分别从各操纵面前缘的喷嘴吹出,即所谓吹气式附面层控制技术^[12]。

吹气系统的各分系统功能如下。

1 气源装置

气源装置由驱动压气机的涡轮轴发动机、压气机、安装机架组成,通过压气机压缩空气获得高压气源。

2 进气系统

发动机及压气机的进气口,应设有防止外来物的金属网,为防止飞行中发动机的风车装旋转,在发动机进气口处装有可控制开闭的舱盖。

3 排气系统

排气系统通过排气管路排出发动机的废气,排气管路应采用防火设计。

4 燃油系统

从飞机燃油系统中通过断油活门及输油管路向发动机供油。

5 滑油系统

滑油系统由滑油箱、管路、漏油活门等组成,滑油通过发动机及压气机各自的输油泵和回油泵,对其进行润滑。另外,在发动机和回油系统中,装有滑油散热器,以控制滑油温度。

6 控制系统

控制系统可设在副驾驶控制台

或机械师控制台上,控制吹气系统的起动、额定功率运行、减速运行及停车。

7 吹气管道系统

该系统主要由内外襟翼、升降舵、方向舵的管路和喷嘴,以及从压气机到各操纵面之间的管路、管接头、支架及放气装置组成,如图1~2所示。

吹气系统对飞机重量与平衡性能影响分析

1 吹气系统布局设计

基于某大型水陆两栖飞机各系统设备布置状态,设计其加装吹气系统的一种可能布局,如图2所示。

2 吹气系统重量及重心估算

US-1飞机吹气系统的重

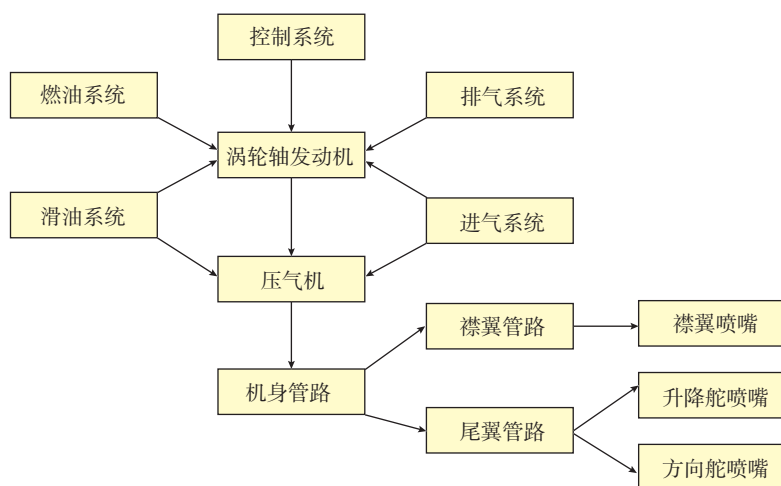


图1 吹气系统工作原理框图

Fig.1 Working principle block diagram of blowing system

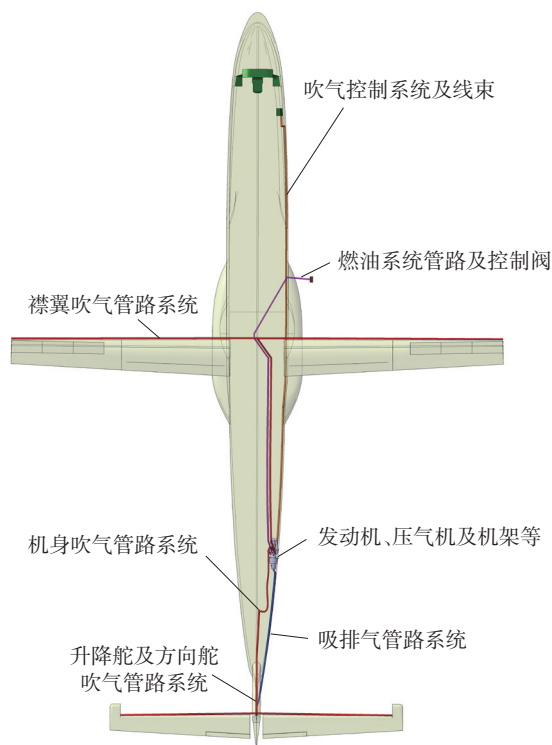


图2 一种吹气系统的布局设计示意图

Fig.2 Layout design of a blowing system

量组成: 发动机 152kg (额定功率 1250SHP, 军用功率 (30min) 1400SHP)、压气机 95kg (压缩比 1.84, 空气流量 14kg/s)、吸气系统 33kg、排气系统 5kg、滑油系统 13kg、燃油系统 9kg、发动机控制 34kg、引气管路(机身 62kg、机翼 124kg、尾翼 28kg)、安装支架 15kg, 共计 570kg^[12]。

基于图 2 所示的吹气系统布局设计, 参考 US-1 飞机吹气系统设备的性能参数, 选用国产涡轮轴发动机及压气机, 并对比某大型水陆两栖飞机与 US-1 飞机的各项差异, 同时结合 AG600 飞机研制经验, 估算出某大型水陆两栖飞机加装吹气系统的质量特性数据如表 1 所示。

3 吹气式附面层控制对着水性能的影响

以某大型水陆两栖飞机为原型机设计的吹气襟翼模型经过风洞试验, 结果表明: 在较宽的 C_{μ} 范围内, 最大升力系数均有不同程度的增幅, 在 C_{μ} 约为 0.2 时, 获得最大的升力系数增量约为 1.0^[8]。

某大型水陆两栖飞机加装吹气系统后, 在水面起飞及着水过程中, 最大升力系数理论上可由 $C_{LS}=2.45$ (起飞襟翼 25°), $C_{LS}=2.79$ (着水襟翼 40°) 增大为 $C_{LS}=3.45$ (起飞襟翼 25°), $C_{LS}=3.79$ (着水襟翼 40°)。

计算时, 设定飞机状态为环境状态 ISA, 海平面高度, 飞机重量: $W=52000\text{kg}$, 飞机重心 $x=17.261\text{m}$, $y=0$, $z=1.601\text{m}$ 。

“1g”失速速度按下式计算^[13]:

$$V_s = 3.6 \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{LS}}} \quad (1)$$

式中, G 为飞机着水重量, N; ρ 为空气密度, 1.225kg/m^3 ; S 为机翼参考面积, 167.235m^2 ; 则飞机基准失速速度由 155km/h 减小至 130km/h , 飞机失速速度降低 16.1%。

飞机水面起降距离的计算采用

能量守恒的方法, 起降过程示意图 3 所示, 各阶段的计算方法如下:

$$\begin{aligned} S_1 &= \frac{WV_{LOFW}^2}{2g(T-D_A-D_W)_{Avg}} \\ S_2 &= \frac{W(V_2^2 - V_{LOFW}^2) + 2gWH}{2g(T-D_A)_{Avg}} \end{aligned} \quad (2)$$

水面降落距离:

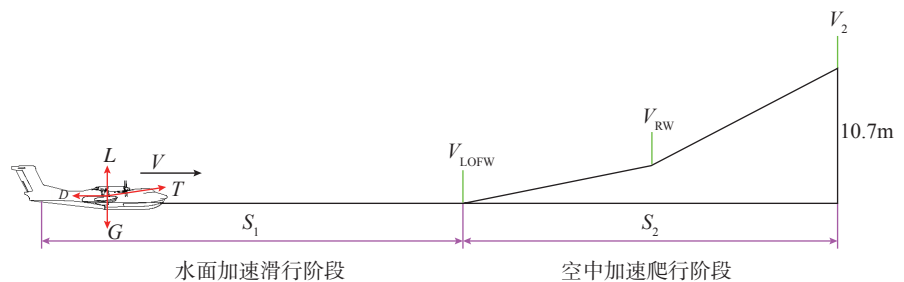
$$\begin{aligned} S_3 &= \frac{W(V_{REF}^2 - V_{TW}^2) - 2gWH_{REF}}{2g(T-D_A)_{Avg}} \\ S_4 &= \frac{WV_{TW}^2}{2g(T-D_A-D_W)_{Avg}} \end{aligned} \quad (3)$$

式中, W 为飞机飞行重量, N; $(T-D_A-D_W)_{Avg}$ 为飞机水面加速或减速

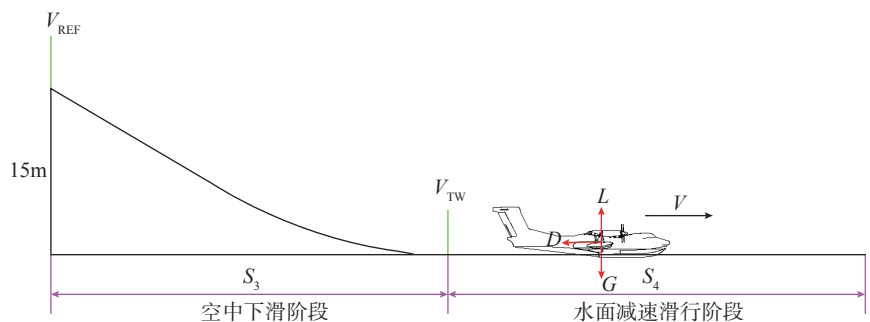
表1 吹气系统重量及重心估算数据

Table 1 Data of weight and C.G of blowing system

名称	重量 /kg	重心 /m		
		X	Y	Z
发动机	174.0	29.951	0.850	0.310
压气机	129.8			
安装支架	17.2			
滑油系统	14.9	24.439	0.580	1.495
进气系统	37.8			
排气系统	12.6			
燃油系统	13.4	21.598	0.652	1.714
控制系统	34.0			
机身吹气管路	75.7			
机翼吹气管路	154.2	18.831	0	2.307
尾翼吹气管路	40.4			
Σ 吹气系统重量	704.0			
		37.697	0	6.552
		26.532	0.582	1.336



(a) 水上起飞过程示意图



(b) 水上降落过程示意图

图3 飞机水面起降过程示意图

Fig.3 Take off and landing process of aircraft on water surface

滑行阶段发动机剩余拉力的平均值,其中 T 为发动机拉力, D_A 为气动阻力, D_W 为水阻力, $N; (T-D_A)_{\text{Avg}}$ 为飞机空中加速爬升或下滑阶段的发动机剩余拉力的平均值, $N; V_{\text{LOFW}}$ 为飞机离水腾空速度, m/s ; g 为重力加速度, 9.8m/s^2 ; H 为起飞安全高度, 10.7m ; V_2 为安全起飞速度, m/s ; H_{REF} 为飞机进场高度, 15m ; V_{REF} 为飞机进场参考速度, m/s . V_{TW} —飞机接水速度, m/s ; 加装吹气系统后飞机水面起降距离变化量参如表 2 所示。

着水时水面反作用载荷系数 n_w 按以下方法计算^[6]:

对于船体的断阶部位着水情况:

$$n_w = \frac{C_1 V_{\text{SO}}^2}{(\tan^3 \beta) w^3} \quad (4)$$

对于船体的船首或船尾着水情况:

$$n_w = \frac{C_1 V_{\text{SO}}^2}{(\tan^3 \beta) w^3} \times \frac{K_1}{(1+r_x^2)} \quad (5)$$

式中, n_w 为水面反作用载荷系数; $C_1=0.00922$, 为水上飞机操纵经验系数; V_{SO} 为襟翼打开在相应的着水位置, 不考虑滑流影响的速度(节); β 为在确定载荷系数的纵向站位处的斜升角($^\circ$); W 为水上飞机着水重量(kg); K_1 为船体站位的经验加权系数, 按图 4 计算, 分析可知, 飞机基准失速速度由 155km/h 减小至 130km/h , 飞机断阶着水载荷系数降低 29.7%。

r_x 为平行于船体基准轴, 从水上飞机重心到进行载荷系数计算的船体纵向站位的距离与水上飞机的俯仰回转半径之比。

计算得到船体框载荷分布数据参如表 3 所示, 可知船体框的压力分布减小 26.39%。

4 着水载荷对船底结构重量的影响分析

飞机船体是承受着水载荷的结构部件, 着水载荷减小使得现有船体结构的强度裕度增大, 以工程估算的

方法评估船体主结构件的减重量, 设定:

(1) 飞机船体的站位及结构形式不变; (2) 船体壁板的长桁截面形式不变; (3) 船体框的内形线及骨架不变。飞机船体分界面及打样模型如图 5 所示。

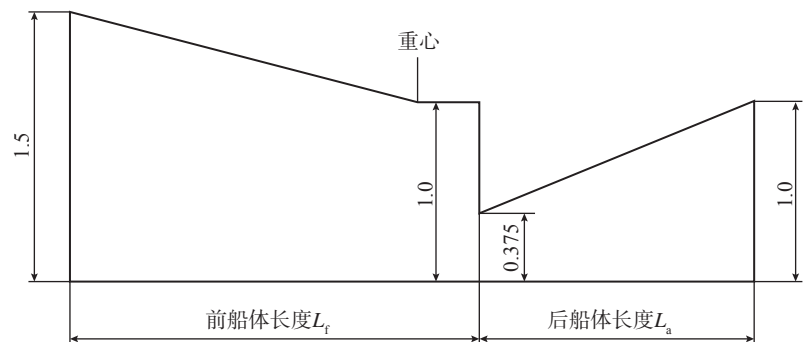
以表 3 中载荷分布数据作为输入, 对船体蒙皮、长桁及框进行工程估算, 结果如下:

(1) 船底蒙皮。按照法向均布压力作用下的矩形平板分析, 最大应力出现在长桁线中点, 即板固支边, 而固支边最大应力近似与 $(b_2/t_2) \times p$

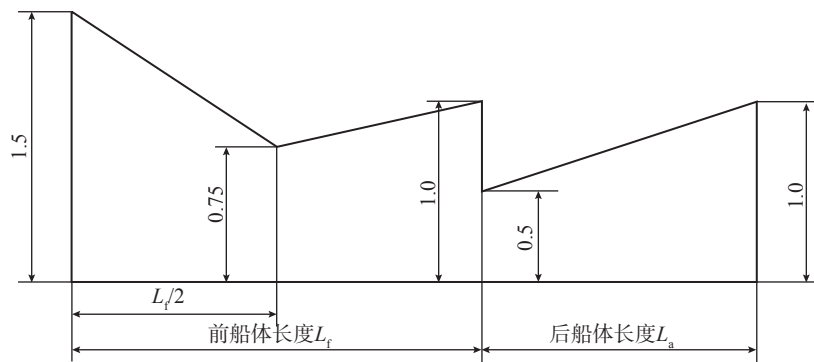
成线性关系(其中, b 为长桁间距, t 为蒙皮厚度, p 为均布压力)。因此, 在 b 不变的情况下, 由于载荷降低, 蒙皮厚度可减至原厚度的 85.8%, 近似认为蒙皮重量可减轻 14.2%。

(2) 船底长桁。按照承载均布线载荷的梁结构分析, 最大弯矩可减至 73.6%, 长桁截面形式及高度不变, 仅减厚度的前提下, 最大应力与厚度成正比, 因此, 长桁厚度可减至原厚度的 73.6%, 近似认为长桁重量可减轻 26.4%。

(3) 船底框。按照承载弯梁进行分析: 框腹板主要承受由长桁传来



(a) 计算船体垂直载荷的系数 K_1 取值



(b) 计算船体压力分布的系数 K_1 取值

图4 加权系数 K_1 的取值范围

Fig.4 Value range of weighting coefficient K_1

表2 飞机水面起降距离变化

Table2 Change of takeoff and landing distance on water surface

加装吹气系统前后	起飞距离($1.15(S_1+S_2)$)	降落距离(S_3+S_4)
增升前	1279	1159
增升后	1005	874
变化量	-21.4%	-24.6%

的水载荷集中力引起的剪切力,由于水载荷降低,腹板剪流降至 73.6%,腹板剪切失稳临界应力与板厚平方成正比,临界剪流则与板厚立方成正比。因此,腹板厚度可减至原厚度的 90.3%,近似认为框腹板重量可减轻 9.7%;框缘条主要承受框弯矩引起的轴力,由于水载荷降低,框的弯矩降至 73.6%,框高不变的前提下,框缘条轴力相应降至 73.6%,框缘条面积可降低至原面积的约 73.6%,近似认为框缘条重量可减轻 26.4%。

选取机身打样模型中典型的船体框作为算例,框结构模型中腹板与缘条的面积比约为 5:4,测算出船体框的重量可减轻约 17.1%。

以上述工程估算结果为依据,对某型水陆两栖飞机船体打样模型进行分部段的蒙皮、长桁及框减重量计算,结果如表 4 所示。

船体及浮筒总重量约 4730kg,由表 4 可知,着水载荷减小引起的减重影响量约为 725kg,减重百分比为 15.3%。

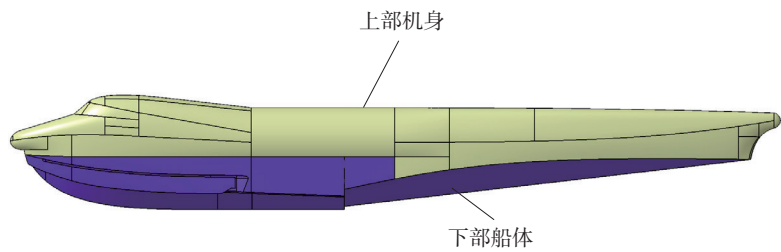
5 吹气系统对水陆两栖飞机重量与平衡影响分析

设定某大型水陆两栖飞机空机质量特性数据为: $W=38000\text{kg}$, $x=17.209\text{m}$, $y=-0.003\text{m}$, $z=1.290\text{m}$,其相对重心计算公式为^[14]:

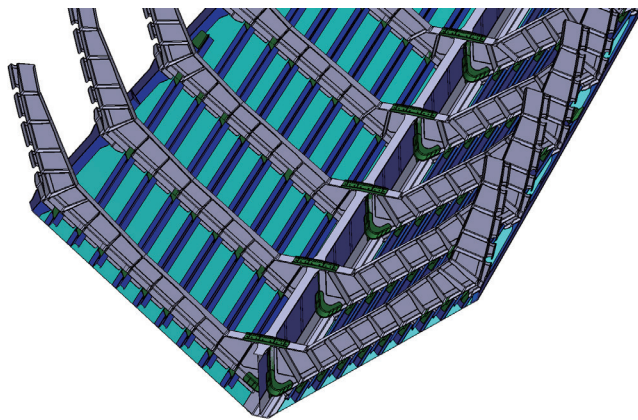
$$\bar{x}_{cg} = \frac{(x_{cg} - x_A)}{C_A} \times 100\% \quad (6)$$

式中, x_{cg} 为飞机重心向坐标(m); x_A 为平均气动力弦前缘点 X 向坐标, 15.902m; C_A 为机翼平均气动力弦长, 4.453m。加装吹气系统后对空机质量特性的影响如表 5 所示。

分析表 4 和表 5 数据可知,飞机船体和浮筒的减重量与加装吹气系统的增重量近似相等,飞机重量性能无损失,而空机相对重心后移 4.34%MAC,吹气系统气源装置(包括发动机、压气机、机架等)布置在机身尾舱会对飞机平衡性能造成极大影响。对于某大型水陆两栖飞机



(a) 机身船体部分示意图



(b) 机身船体部分打样模型

图5 机身船体分界面及其打样模型示意图

Fig.5 Hull interface and proofing model

表3 不同升力系数对应的船底框载荷数据

Table 3 Load distribution data for different lift coefficients

框号	框站位 /m	K_1	斜升角 / (°)		框压力分布 /Pa	
			β	β_k	$C_{Ls}=3.79$	$C_{Ls}=2.79$
1	3.242	1.887	53.89	53.89	55363.9	75207.6
2	3.762	1.800	55.42	55.42	49899.1	67784.1
3	4.282	1.713	54.45	54.45	49220.9	66862.8
...
27	16.233	0.958	25.45	29.17	80988.9	110017.2
28	16.641	0.972	24.96	28.47	83989.4	114093.1
29	17.062	0.986	24.47	27.73	87150.4	118387.1
30	17.470	1.000	24.02	27.00	90233.2	122574.9
31	17.471	0.500	29.00	29.00	36272.5	49273.4
32	17.895	0.511	30.34	30.34	35123.3	47712.3
33	18.345	0.523	31.68	31.68	34086.9	46304.4
...
66	35.217	0.969	22.88	22.88	92363.5	125468.7
67	35.675	0.982	18.99	18.99	114675.8	155778.3
68	36.133	0.994	12.74	12.74	176783.0	240146.1

表4 船体及浮筒减重量统计数据
Table 4 Data of hull and float weight reduction

项目名称	减重量 /kg	重心 /m		
		X	Y	Z
机头船身	233.722	8.437	0.004	-1.689
中机身船身	287.742	17.249	0.002	-1.249
中后机身船身	97.559	24.245	-0.007	-1.338
后机身船身	39.645	32.130	0.002	-0.762
浮筒	66.366	17.269	0.000	0.307
Σ 船体及浮筒	725.034	16.165	0.001	-1.234

表5 新空机质量特性数据表
Table 5 Data sheet of new empty weight and C.G of aircraft

项目名称	重量 /kg	重心 /m			相对重心 (%MAC)
		X	Y	Z	
原空机	38000	17.209	-0.003	1.290	29.35
吹气系统	704	26.532	0.582	1.336	—
船体及浮筒减重	-725	16.165	0.001	-1.234	—
新空机	37979	17.402	0.008	1.339	33.69

加装吹气系统,可将气源装置前移至翼身整流罩内或通过移动其他设备位置的方法调整空机重心,以避免空机重心变化较大对飞机平衡性能的影响。

结论

本文以分析加装吹气系统对某大型水陆两栖飞机的重量与平衡性能影响为目标,设计一种吹气系统布局方案,估算该种布局下吹气系统的重量与重心数据,分析最大升力系数提高对飞机水面飞行性能的影响,应用工程估算方法评估着水载荷变化对船体及浮筒的重量与重心影响。结果表明:

(1) 加装吹气系统后飞机失速性能提升 16.1%;飞机水面起降性能分别提升 21.4% 和 24.6%。

(2) 飞机断阶着水载荷系数降低 29.7%,船体框压力分布降低 26.4%。

(3) 加装吹气系统飞机增重 704kg,而着水载荷降低导致飞机

船体和浮筒的减重量约 725kg,增减重量近似相等,飞机重量性能无损失。

(4) 基于文中吹气系统布置方案,叠加船体浮筒的减重量主要集中于断阶前,使得空机相对重心后移大于 4% MAC,严重影响飞机平衡性能,因此优先选择翼身整流罩安装吹气气源装置,也可通过调整其他设备位置调整空机重心,以避免影响飞机平衡性能。

参考文献

- [1] HOLZHAUSER C A, INNIS R C, VOMASKE R F. A flight and simulator study of the handling qualities of a deflected slipstream STOL seaplane having four propellers and boundary-layer control[R]. NASA TN D-2966, 1965.
- [2] BAYSAL O. Aerodynamic shape optimization: methods and applications[R]. SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 1999.
- [3] SOBIECZKY H. Parametric airfoils

and wings[J]. Note on Numerical Fluid Mechanics, 1998, 68(1): 71-88.

[4] ANDERSON S B. An examination of handling qualities criteria for V/STOL aircraft[R]. NASA TN D-331, 1960.

[5] KUHN R E. Semiempirical procedure for estimating lift and drag characteristics of propeller-wing-flap configurations for vertical and short-take-off and landing airplanes[R]. NASA Memo 1-16-59L, 1959.

[6] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准[S]. 民航局令第 209 号, 2011.

Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations, No.25: airworthiness standard of transport aircraft[S]. CCAC Order No.209, 2011.

[7] 杨琪, 鲍锋. 几种关于附面层分离主动控制方法机制的概述[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 151-156.

YANG Qi, BAO Feng. Overview of active control mechanism of techniques in boundary layer manipulation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 151-156.

- [8] 孙卫平, 杨康智, 秦何军. 大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 903-909.
- SUN Weiping, YANG Kangzhi, QIN Hejun. Design and test of a jet flap for a large amphibian[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 903-909.
- [9] 王妙香, 孙卫平, 秦何军. 水陆两栖飞机内吹式襟翼优化设计[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 300-309.
- WANG Miaoxiang, SUN Weiping, QIN Hejun. Optimization design of an internal blown flap used in large amphibian[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 300-309.
- [10] 温庆, 王妙香, 彭新春. 襟翼附面层控制风洞试验与数值模拟[C]//北京: 第六届近代实验空气动力学会议论文集. 中国空气动力学会, 2017.
- WEN Qing, WANG Miaoxiang, PENG Xinchun. Flap with boundary layer control by wind tunnel test and CFD[C]// Proceedings of the Sixth Modern Experimental Aerodynamics Conference. Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2017.
- [11] 孙卫平, 温庆, 彭新春. 水陆两栖飞机方向舵附面层控制研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 87-93.
- SUN Weiping, WEN Qing, PENG Xinchun. Study on the boundary layer control of rudder of amphibious aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 87-93.
- [12] 第三机械工业部第605研究所技术图书馆. 水上救护机US-1型号说明书[R]. 1975.
- Technical library of the sixtieth institute of the third ministry of mechanical industry. Marineam-balance aircraft US-1 model specification[R]. 1975.
- [13] 张锡金. 飞机设计手册: 气动设计(第6册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- ZHANG Xijin. Aircraft design handbook: aerodynamic design (No.6)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999.
- [14] 陈俊章. 飞机设计手册: 重量平衡与控制(第8册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- CHEN Junzhang. Aircraft design handbook: weight and balance (No.8)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999.
- 通讯作者: 夏明广, E-mail: xiamingguang@avicgeneral.com。

Study on Influence of Blowing Boundary Layer Control System on Weight and Balance of Amphibious Aircraft

XIA Mingguang, DAI Shilong, CHENG Zhihang, LIU Xuan
(AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] The blowing boundary layer control system can improve the maximum lift coefficient of the wing and rudder surfaces in the process of taking off and landing, however, the increase of maximum lift coefficient can reduce the water landing load of amphibious aircraft. The influence of water landing load of amphibious aircraft on the weight of aircraft hull and float structure was researched. A layout of the blowing boundary layer control system was designed. The weight and center data of the blowing boundary layer control system were estimated. The influence of the increase of maximum lift coefficient on the distribution of waterlanding load was analyzed. The influence of the waterlanding load variation on the weight and center of aircraft hull and float was evaluated by engineering estimation method. After the installation of the blowing boundary layer control system, the water landing load of a amphibious aircraft is reduced by 26.4%, the weight of the hull and float structure can be reduced by 15.3%, the weight reduction of the hull and float structure is approximately the same as that of adding the blowing boundary layer control system, no loss of aircraft weight and balance performance.

Keywords: Blowing boundary layer control system; Blowing system; Amphibious aircraft; Water landing load; Weight and balance

(责编 古系)