

某型飞机机翼防冰系统性能验证研究

Research of Wing Anti-ice System Performance Validation for Civil Aircraft

霍西恒 王大伟 李革萍 李志茂 / Huo Xiheng Wang Dawei Li Geping Li Zhimao
(上海飞机设计研究院,上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

介绍了某型支线客机机翼防冰系统的性能验证思路,即通过采用2.5D试验模型验证三维防冰系统的性能。选取一个典型状态点分别进行了2.5D及三维模型的性能计算分析,同时进行了相同状态点时2.5D模型的冰风洞试验结果分析,最后将2.5D模型计算结果与试验结果进行对比分析,修正3D模型的计算结果,从而达到验证整个防冰系统性能的目的。

关键词:防冰系统;2.5D模型;冰风洞试验;对比分析

[Abstract] A certain type of civil aircraft wing anti-ice system performance validation was introduced briefly first; the 2.5D test model to verify the performance of three dimensional wing anti-ice system. A typical test condition selected to carry out the calculation of 2.5D model and 3D model performance, meantime the icing wind tunnel test result of 2.5D model for same condition was analyzed. At last, the 2.5D model calculation results with the experimental results were compared and analyzed, and fixed the calculation results of 3D model, so as to achieve the purpose to verify the ice protection system performance.

[Key words] Anti-ice System; 2.5D Model; Icing Wind Tunnel Test; Comparison Analysis

0 引言

飞机机翼结冰会破坏其气动外形,从而导致阻力增加,升力下降,操纵性、稳定性下降,最终对飞行安全构成很大的威胁。因此,飞机结冰及其防护技术研究是飞机尤其是大型客机研制不可忽视的重要方面,而作为飞机产生升力的部件机翼,其防冰系统是整个飞机防冰系统中最为关键的部分。

在机翼防冰系统研发过程中,利用各种方法(包括计算分析、试验试飞等)对系统的性能进行验证是必不可少的一个环节。随着防冰系统的发展成熟,对于系统的性能计算也出现了多种分析方法^[1-2],部分甚至已形成商业软件。但是单靠计算分析来表明防冰系统的符合性是远远不够的^[3],同时需要进行相关的冰风洞试验及自然结冰试飞对系统的计算分析结果进行验证,从而最终评估整个机翼防冰系统的性能。

但由于冰风洞试验或者自然结冰试飞的状态点毕竟有限,因此必须通过有限状态点的对比分

析,修正计算分析结果,进而扩展到CCAR25部附录C^[4]中大量状态点的计算结果,以此来表明机翼防冰系统的性能对设计要求及条款的符合性。因此对于如何建立机翼防冰系统计算分析与试验结果的对比分析方法显得尤为重要。

1 系统性能验证思路

针对机翼防冰系统性能的试验验证,试验时模型的设计是一个难点,绝大多数主机制造商会采用2D模型(某一截面沿垂直于被拉伸截面的引导线拉伸形成)带防冰系统进行试验,同时由于受冰风洞尺寸的限制,部分会采用2D缩比模型或3D缩比模型来验证系统的设计性能是否满足要求。目前几乎所有的民用飞机中机翼均采用后掠翼,因此使用2D模型很难真实模拟机翼后掠时的流场及换热情况,从而对于计算分析模型的修正会存在一定的偏差。

采用缩比模型进行机翼防冰系统的性能验证试验时,缩比参数的换算又是一个较大的难题,若

防冰系统模型进行缩比时,不仅需考虑机翼模型的缩比,同时需要考虑防冰系统热气参数和相关气象参数的缩比。

本文中采用 2.5D 冰风洞试验模型(某翼型截面考虑机翼后掠角拉伸形成)验证某型支线客机机翼防冰系统的性能,结果更为可靠,同时通过该方法可更准确利用试验结果对计算结果进行修正。

采用 2.5D 冰风洞试验模型验证机翼防冰系统性能的方法主要包括以下步骤:

- (1) 确定临界截面,并生成 2.5D 模型;
- (2) 根据附录 C,结合飞机引气参数,确定关键状态点;
- (3) 据已确定的状态点,计算 2.5D 模型及 3D 全尺寸模型防冰系统性能;
- (4) 对 2.5D 模型进行相同状态点下冰风洞试验;
- (5) 将 2.5D 模型试验结果与计算结果进行对比;
- (6) 评估机翼防冰系统性能。

其分析方法流程如图 1 所示。

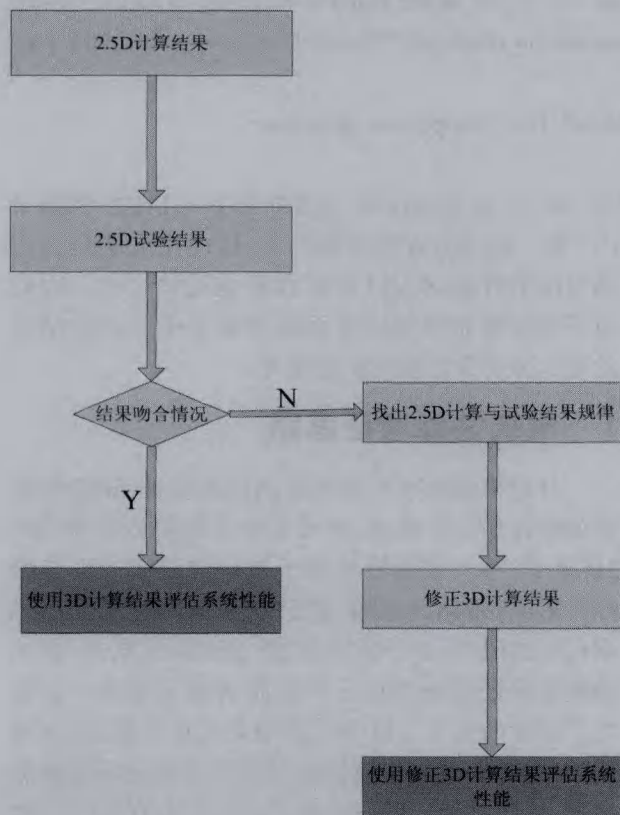


图 1 分析方法的流程图

使用 2.5D 模型进行机翼防冰系统冰风洞试验时,将 2.5D 模型中间区域截面的试验结果值作为

最终结果,能够较为真实地模拟所选临界截面在考虑机翼后掠角时的外流场及换热情况,同时避免因冰风洞壁面效应带来的负面影响,若采用 3D 全尺寸模型进行试验时,由于受冰风洞的尺寸所限仅能选择真实机翼沿展向某段位进行,但经过分析认为此时由于模型的复杂性及冰风洞壁面影响,整个模型的外流场结果会较大地偏离真实情况,很难为机翼防冰系统的性能验证提供保障。

将 2.5D 模型冰风洞试验结果与其对应的计算分析结果进行对比,如果两者结果吻合较好,此时可直接使用相同计算分析软件进行的 3D 计算结果评估机翼防冰系统的性能。如果两者结果有一定的偏差,则需找出两者之间的关系,用 2.5D 冰风洞试验结果修正 2.5D 计算结果,以此修正 3D 计算结果,从而使用修正后的 3D 计算结果进行防冰系统性能评估。

2 计算分析

2.1 计算方法

热气防冰系统具有换热器的特点,外部除了对流散热,同时还包括外部水滴引起的其他传热(如蒸发散热等),另外内部结构复杂使得内部热气流动和换热较复杂。基于上述特点,防冰系统的耦合传热过程模拟、表面温度的计算比较复杂。

本文中采取 Fluent 软件,利用用户自定义函数 UDF,将外部热载荷、内部热气加热热流以及固壁导热三者进行传热强耦合求解,得到表面平衡温度。在 FLUENT 软件二次开发计算时,通过求解空气 N-S 方程,在流场计算时先将空气流场计算收敛,紊流模型采用 Spalart - Allmaras 模型进行流动数值模拟。流场计算时设置边界条件:采用速度入口(velocity-inlet),压力出口(pressure-outlet)条件。根据已知条件设置空气入口速度、紊流参数、大气压力等条件,空气为非可压缩流。在求解完空气流场后,再利用基于 UDS 运输方程框架求解水滴的控制方程,得到网格各点的水滴容积分数及水滴速度。最后,通过 FLUENT 的 UDF 进行处理计算得到局部水收集系数。

在外部对流换热系数计算时采用附面层积分法^[5],这样既可保证计算精度,同时可提高计算速度。由于防冰系统内部流动复杂,本文中内部对流换热系数采用 CFD 方法,在壁面附近采用边界层网格来捕捉附面层内剧烈流动和温度变化。

在表面温度耦合计算时,采用基于 FLUENT 软件,利用用户自定义函数 UDF 将外部热载荷、内部热气加热热流以及固壁导热三者进行传热强固耦合求解,得到表面平衡温度。其中利用 UDF 编程实现蒙皮外表面热载荷的计算及热流边界条件的自动加载,以使迭代过程自动推进。通过以上方法得到计算收敛后的表面平衡温度,供防冰系统性能分析评估使用。图 2 为表面温度计算流程。

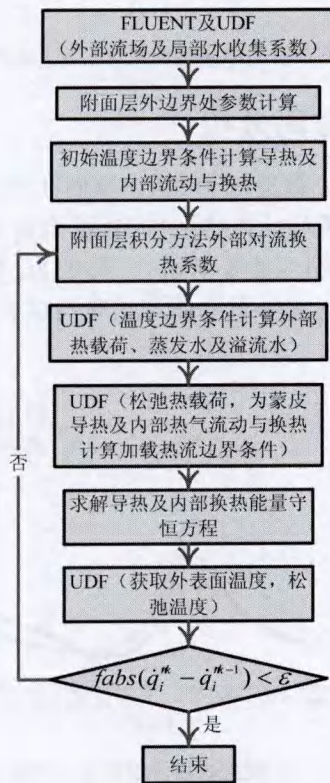


图 2 三维热气防冰系统表面温度计算流程

2.2 计算状态点

本文中选取某一待机时的状态进行分析,具体参数如表 1 所示,热气参数如表 2 所示。

表 1 结冰气象状态点

状态	高度/m	马赫数	环境温度/°C	ND /m	WIC /m ²
1	8 000	0.38	-9.2	20	0.44

表 2 模型入口热气参数

状态	压力/MPa	温度/°C	质量/kg·m ⁻³
1	1.79	176	0.077

2.3 模型选取

本文中分析时,针对 3D 模型外流场计算选取半机身(由于飞机沿机身对称面两侧完全对称),内流场计算时考虑全尺寸计算量较大,因此截取缝翼

前缘某段防冰腔进行内流场及蒙皮表面温度耦合计算,选取防冰腔模型如图 3 所示。



图 3 某段防冰腔示意图

在进行 2.5D 模型计算分析时,充分考虑试验风洞的相关尺寸限制进行设计模型。外流场计算时考虑试验件在冰风洞中的安装关系进行分析(即考虑风洞壁面等),内流场及蒙皮表面温度耦合迭代计算时选取模型前缘缝翼中间某段防冰腔进行(结构形式类似图 3 所示)。

注:其中 2.5D 模型成型截面位于所选取 3D 防冰腔模型中间某截面,以使得结果具有可对比性。

2.4 计算结果

本文中计算结果主要包括外流场参数、水滴撞击特性参数、表面温度分布等。

外流场的计算结果主要输出对流换热系数,由于在前缘缝翼防冰表面进行质量和能量守恒^[6]计算时,对流换热项所占比例较高,因此对流换热系数的输出对于防冰系统的性能校核计算至关重要。水滴撞击特性计算是指在外流场计算的基础上,进行局部水收集系数的计算,为后续防冰腔性能计算提供基础。对流换热系数及局部水收集系数均为过程参数,而蒙皮表面温度分布则是考核防冰系统性能最终的结果参数。

本文中选取 2.5D 模型及 3D 模型(图 3 所示)中间截面进行局部水收集系数、对流换热系数以及系统工作稳定时蒙皮表面温度分布结果的输出。具体如图 4~图 6 所示。

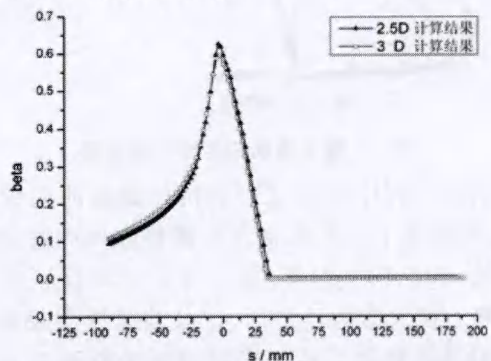


图 4 2.5D 及 3D 模型中间截面局部水收集系数

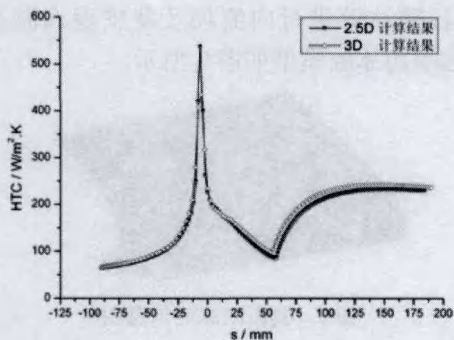


图5 2.5D及3D模型中间截面对流换热系数

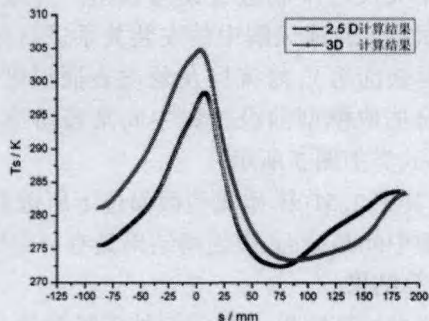


图6 2.5D及3D模型中间截面表面温度分布

3 试验结果

本文中进行了某型飞机机翼防冰系统2.5D模型冰风洞试验时,选择前缘缝翼与计算结果输出相同的截面进行测温热电偶(K型)的布置。试验中测温热电偶布置在所截截面蒙皮内表面,以避免外界环境因素干扰影响。具体布置位置示意如图7所示。

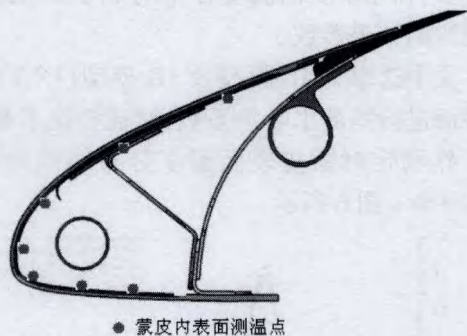


图7 蒙皮表面测温点布置示意

试验过程中根据某型客机机翼防冰系统流量制度,按照表1中所示状态点调整冰风洞对应的供气参数(包括供气温度、压力等),同时保证表1中所示所有试验参数稳定后,记录前缘缝翼蒙皮表面各测温点的数值。系统稳定时所截截面蒙皮表面温度分布如图8所示。

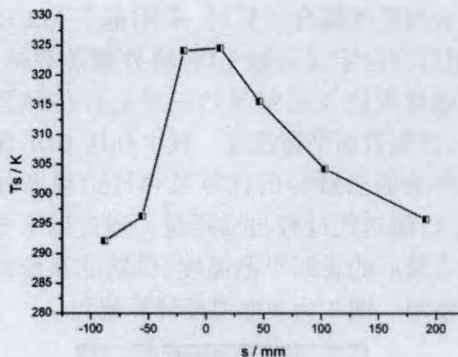


图8 2.5D模型中间截面温度分布(试验结果)

4 结果对比分析

本文中分别进行了2.5D模型计算结果与试验结果、2.5D模型计算结果与3D模型计算结果的对比分析(如图4~图6所示)。其中2.5D模型对比了蒙皮表面温度分布的计算结果与试验结果,具体如图9所示。

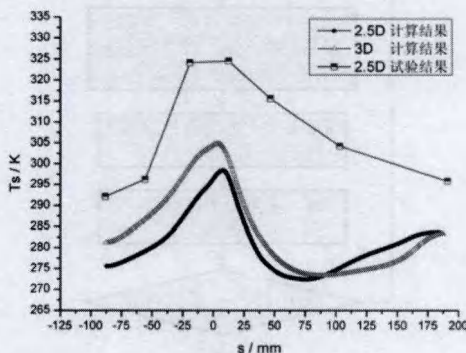


图9 2.5D模型表面温度计算与试验对比

通过图6~图8可以看出,2.5D模型与3D模型计算分析得到的对应截面局部水收集系数、对流换热系数及表面温度分布结果吻合情况良好。可以说明采用2.5D模型进行机翼防冰系统的冰风洞试验时,2.5D模型中间区域的外流场及水滴撞击特性等数据有效。

通过图9可以看出,2.5D模型表面温度分布计算结果与试验结果趋势吻合较好,计算结果整体较试验结果偏低,主要由于计算分析中网格划分的质量、部分边界的设置及假设所致。同时从图9中可以看出,下表面计算较试验结果偏低约15℃,驻点前缘及上表面偏低约20℃~30℃。

通过以上对比分析,本文中将3D模型对应截面表面温度分布的计算结果进行了修正,修正后蒙皮表面温度分布如图10中黑色实线所示。

(下转第45页)

变形,铝合金连接板与复合材料之间有约 5mm 的相对位移。

3 结论

通过试验明确了不同对接型式的破坏模式,不同对接结构型式的破坏载荷和承载能力,这对飞机下壁板对接结构的选型和钉连接的设计具有重要的参数支持。试验对飞机结构设计具有重要意义,具体表现在以下几个方面:

(1)破坏模式:“土”字型连接型式的破坏模式为第四排螺栓纤维拉伸断裂破坏及长桁和接头连接处孔边复合材料纤维挤压破坏,而“T”型连接型式的破坏模式为第一排钉载所在截面铝合金接头拉伸断裂;

(2)破坏载荷:各类试验件的破坏载荷的变异系数最大的为 4.8%,对比不同连接型式的试验件

平均破坏载荷,“T”型试验件的抗拉强度比“土”型抗拉强度高 7.8%;

(3)经过分析和试验对比,最终选择下壁板对接方式为“T”字型材对接结构。

参考文献:

- [1] 张讯,等. 国外民用客机外翼、中央翼对接结构综述与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2009,3:1-3.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册:结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2000.
- [3] 崔卫军,等. 复合材料机翼下壁板对接区设计与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2012,3:49-50.
- [4] 汤平,等. 民用飞机中央翼复合材料上壁板与 1#肋对接选型研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(增刊):99-101.

(上接第 16 页)

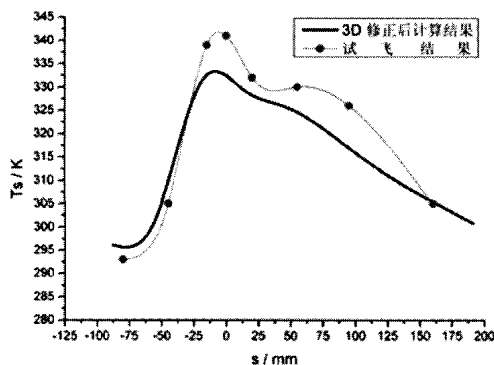


图 10 修正后 3D 模型计算及试飞结果对比

通过修正后 3D 模型表面温度计算结果与试飞结果分析对比可以看出,修正后 3D 模型计算结果与试飞结果吻合良好。因此本文中提出通过 2.5D 模型验证机翼防冰系统性能的分析方法有效可行,从而可对较多状态点下 3D 模型的计算结果进行分析修正,以为系统自然结冰试飞提供数据支持,并为最终评估机翼防冰系统的性能提供依据。

5 结论

本文中介绍了某型客机机翼防冰系统性能的验证思路,即通过采用 2.5D 试验模型验证三维机翼防冰系统性能的分析方法。

文中通过进行计算、试验结果分析,采取举例方式说明了方法的有效性。即首先选取一个典型状态点分别进行了 2.5D 及 3D 模型的性能计算,同

时进行了相同状态点时 2.5D 模型的冰风洞试验结果分析,最后将 2.5D 模型表面温度分布的计算结果与冰风洞试验结果进行对比分析,修正了对应 3D 模型的计算结果,同时将修正后 3D 模型表面温度分布计算结果与试飞结果进行了对比,验证了本文中所提出机翼防冰系统验证思路的正确性,修正后 3D 计算分析结果可为机翼防冰系统自然结冰试飞提供更可靠的数据支持。

参考文献:

- [1] Wright W B. User Manual for the NASA Glenn Ice Accretion Code Lewice Version 2. 2. 2. NASA - CR - 2002 - 211793, 2002.
- [2] Morency F, Beaugendre H, Baruzzi G S, et al. FENSAP-ICE: A Comprehensive 3D Simulation System for In-flight Icing. AIAA-2001-2566, 2001
- [3] AC20-73A, Aircraft Ice Protection, 2006.08.16.
- [4] 中国民用航空局. CCAR-25-R3 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局, 2001.
- [5] Kays, F. M. and Crawford, M. E. Convective Heat and Mass Transfer. 2nd Edition, McGraw-Hill Book Company, New York, 1980.
- [6] 裘燮纲,韩风华. 飞机防冰系统[M]. 第一版. 北京:航空专业教材编审组,1985.