

某型飞机前起落架放下问题与 解决方案研究

The Study of an Aircraft Nose Landing Gear: Extension Issues and Possible Solutions

陆波 黄喜平 任碧诗 肖扬 / Lu Bo Huang Xiping Ren Bishi XiaoYang

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

在实测某型飞机前起落架舱门气动力数据和铁鸟试验数据基础上,通过搭建运动学模型,详细分析每一载荷对前起收放过程的敏感度,应用作用力等效综合的方法,较为准确地再现了飞行试验中出现的问题。根据每一载荷对放下过程的敏感度,在不对机构有大的更改的前提下,针对若干解决方案进行大量分析计算,提出解决思路并找到了调整机构的最佳解决方案,同时提出了没有限制时的最有效解决思路。

关键词:起落架;起落架收放;作用力等效综合

[**Abstract**] A nose landing gear kinematics model has been made by analyzing the contribution of each load and integrated affect of forces according to the flight test data. This model can accurately recurrent the issues of the nose landing gear extension issues during the flight test. The optimized solution under the condition of no major structural reconstruction could be brought out based on determining the sensitivity of each load and trade-off study on different proposals.

[**Key words**] Landing Gear; Landing Gear Retraction and Extension; Integrated Affect of Forces

0 前言

在某型飞机前起落架收放系统的设计中,起落架迎风阻力和重力是比较明显的载荷因素,因其帮助放下而阻止收上,使分析设计工作的重点往往集中在收上而非放下过程,导致该机型前起落架在放下过程中出现了非预期的情况。

在飞行试验过程中,发现应急放时,前起落架不能正常放下至上锁位,在后续正常放试验过程中,在超过一定速度后也不能正常上锁。通过本分析,考查前起落架放下过程中的运动学和动力学特征,再现试验现象,寻找不能上锁的原因,在不对机构和机身外形有大的更改这一前提下,分析解决思路并提出解决方案。

1 工作原理

该机型前起落架机构主要由主支柱和与之联

动的前后舱门组成,在使用中有三种工作状态,即正常收上、正常放下和应急放下。

1) 正常收上:收上指令发出,液压能源系统向开锁作动筒和收放作动筒供压,开锁作动筒使锁撑杆旋转离开锁止位,前起在合外力作用下,向前抬起。锁机构局部如图1所示。

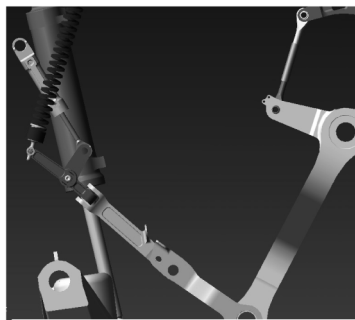


图1 放下位上锁

2) 正常放下:放下指令发出,液压能源系统向开锁作动筒和收放作动筒供压,开锁作动筒使锁撑

杆旋转离开锁止位,前起在合外力作用下放下。锁机构局部如图2所示。



图2 收上位上锁

3)应急放下:在没有液压能源时,拉动应急放手柄,前起应急放系统摇臂向下压前起应急放摇臂,使锁撑杆旋转离开锁止位,前起在合外力作用下放下。

2 分析模型

模型包括前起落架总成机构、前舱门气动力、后舱门气动力、前起迎风阻力、前起重力、开锁液压力、收放液压力、锁弹簧力几个部份。

分析速度分别为120节、140节、160节、180节、190节、200节、220节、240节、250节、260节、270节、280节共12个速度点。

2.1 机构模型

前起三维模型由CATIA三维CAD模型转换得到,包括了其中的质量惯量信息,如图3所示。

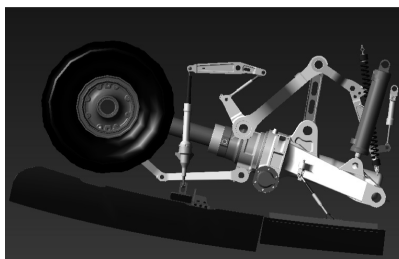


图3 前起落架机构分析模型

2.2 舱门气动力

舱门测载时,测量了3个速度点,即160节、180节、220节应急放下过程的舱门气动力,得到全收上、放下停止(未上锁)、放下上锁三个位置的气动力测试值,依据其曲线分布,插值得到其他速度时,相同位置的气动力,再依据各位置在收放过程中的先后顺序,得到舱门气动力在放下过程中的变化规律。

2.3 前起迎风阻力

飞行速度为180节、220节和270节时,前起迎

风气动力在前起主转轴处的等效力矩(迎风力矩)采用式(1)、(2)、(3)计算,再用实测数据和试验数据进行修正,最后得到各速度点的迎风力矩。

$$M = 2\,438.3 \times \theta^3 - 6\,099.6 \times \theta^2 + 327.5 \times \theta + 5\,087 \quad (270 \text{ 节}) \quad (1)$$

$$M = 1\,618.8 \times \theta^3 - 4\,049.7 \times \theta^2 + 217.4 \times \theta + 3\,377 \quad (220 \text{ 节}) \quad (2)$$

$$M = 1\,084 \times \theta^3 - 2\,711 \times \theta^2 + 145.5 \times \theta + 2\,261 \quad (180 \text{ 节}) \quad (3)$$

式中, M 为迎风力矩,单位为Nm, θ 为前起收上角度,单位为弧度。

2.4 其它作用力

除了气动力,其它的与飞行速度无关的作用力还有前起重力、开锁液压力、收放液压力、锁弹簧力、摩擦力。

3 分析过程

在机构分析软件中,对分析模型施加各种载荷组合,考虑系统动能,分析机构的运动特性,以收放时间对模型进行调整和考核,然后将各种作用力一一等效为收放作动筒的等效轴力,累加后与作动筒的驱动能力对比,以判断在各种作用力组合下,能否收上或放下前起落架。

调整机构分析模型,使其放下时间为8s,收上时间为12s,与实际机构一致。

计算得到各外部作用力的等效收放作动筒轴力如图4所示。重力、开锁液压力、弹簧力都是机构内作用力,直接将实际值等效为收放作动筒的推力,其它作用力为单位载荷的等效。

计算得到的等效推力中,负值代表该载荷在该位置帮助放下,而正值表示阻止放下。

4 分析结果

将上述载荷在收放作动筒处的等效推力叠加后,可以得到两类结果,一是加入液压开锁作动筒推力,得到正常放前起的等效收放作动筒推力,如图5所示;二是不加入开锁作动筒的液压推力,得到应急放时收放作动筒的等效推力如图6所示。

从图中可见在250节飞行速度下,放前起时需要的最大推力很接近收放作动筒的最大能力,而应急放时,所有速度均不能上锁。可以认为250节是该机型能够正常放下前起落架并且上锁的最大速度。

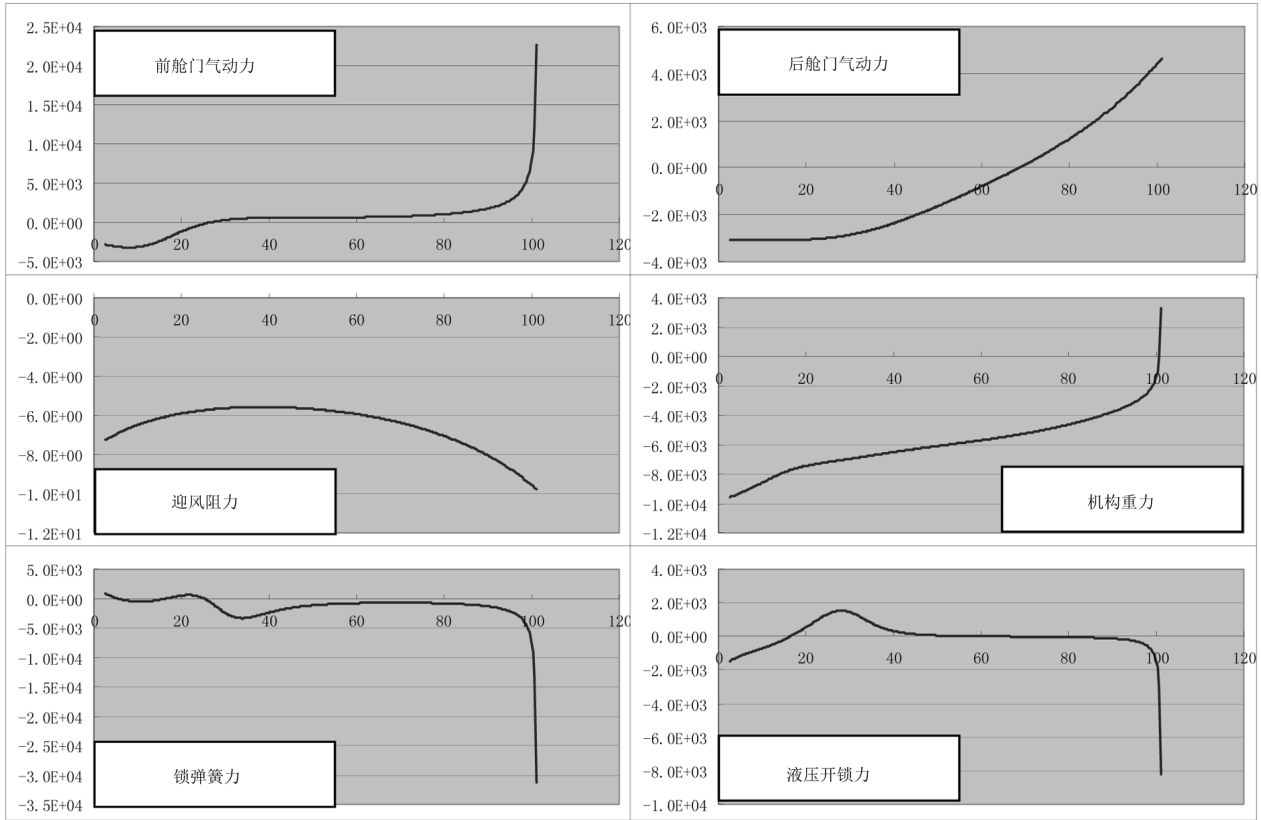


图4 各作用载荷等效的作动筒推力与放下角度

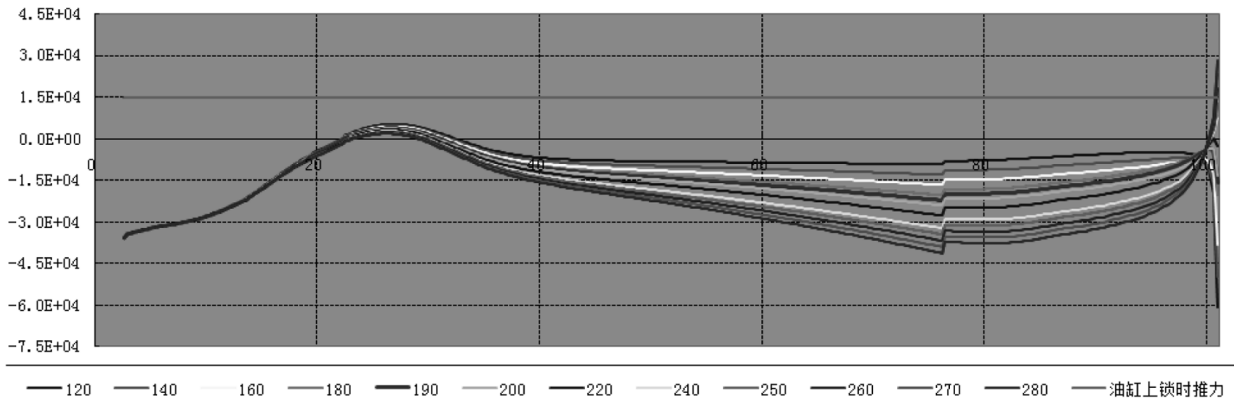


图5 正常放时收放作动筒处的等效推力

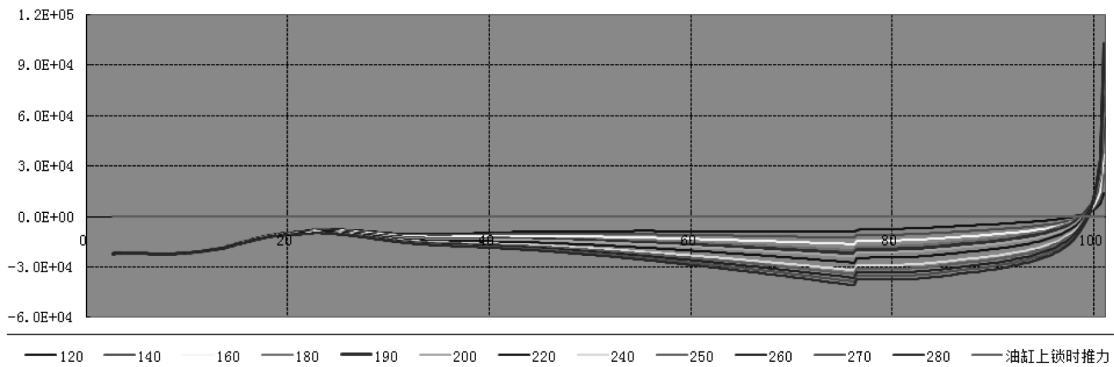


图6 应急放时收放作动筒处的等效推力

5 解决方案研究

要解决前起放下问题,需要分析各作用力对收放的敏感性。将 280 节时各种气动力及其它不随速度变化的作用力对收放作动筒的等效轴力一起列出,如图 7 所示,可得各作用力的敏感性。

在目前阶段,要求调整方案不能对结构、机构和飞机外形有大的修改,因此分析重点将集中在前后舱门气动力、迎风阻力、弹簧和液压力的调整上。

为了研究调整各参数对收放特性的影响,寻找解决方案,使用 VB 语言编制计算软件,对各种方案设想进行分析,软件界面如图 8 所示。分析软件可

以通过加权数对各作用力是否参与计算、参与比例进行设置,并可以在有新的方案构思时,对软件的分析范围进行调整。

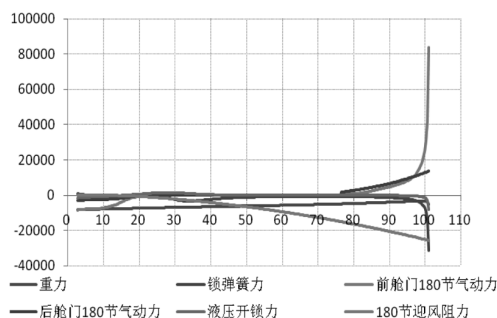


图 7 各作用力对收放特性的敏感性

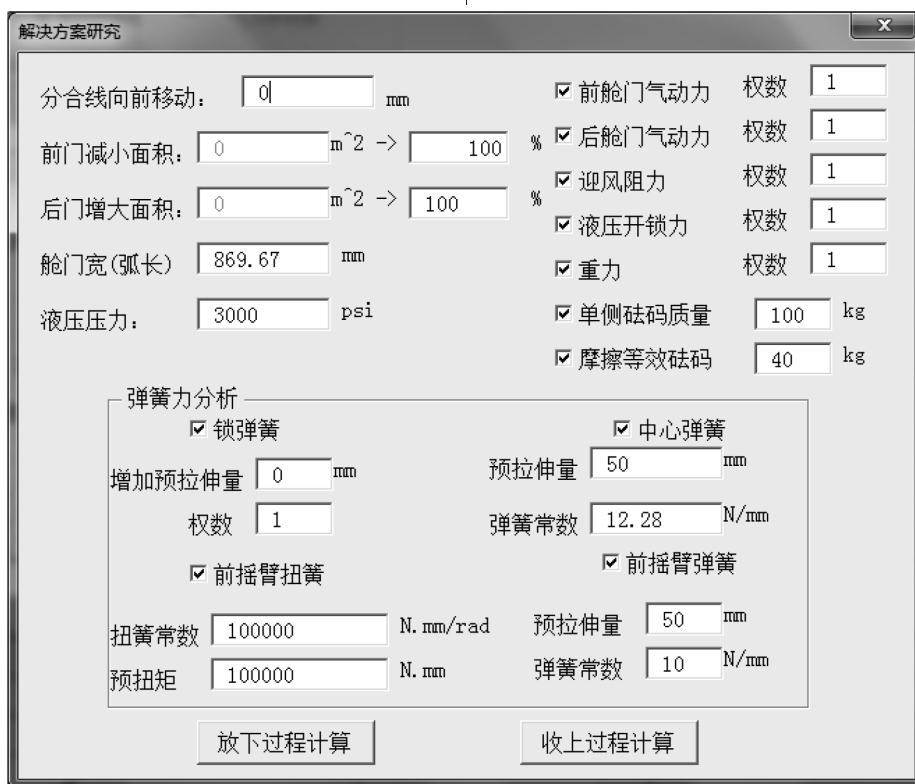


图 8 分析软件界面

5.1 前后舱门气动力

在放下上锁期间,前后舱门气动力都阻碍上锁,尤其是前舱门影响最大,减小这两项作用力的影响有利于前起放下上锁,但更改的重点应该是前舱门。

(1) 改变舱门气动力

在前舱门上增加通孔,减小舱门内外压力差。已经证明孔面积过小不能解决问题,可以考虑在前舱门上增加面积较大的孔,或在前舱门前端增加扰流片,改变前舱门的气动力大小,甚至是方向,就可

以不用调整机构即可解决此问题。

(2) 移分合线

由于前舱门气动力的影响大于后舱门,将前后分合线前移,减小前舱门面积也会有利于放下上锁。分合线移动后,假定前后舱门气动力与面积成正比。

经过分析,舱门分合线前移 200mm 后,正常放 270 节能够放下上锁,但不能解决应急放问题。

(3) 改拉杆位置

更改拉杆位置,减小舱门气动力力臂。后舱门

上的拉杆座逆航向移动,前舱门上的拉杆座向飞机对称面移动,有利于放下上锁。

5.2 迎风阻力

增大迎风阻力有利于放下上锁。通过分析,由于迎风阻力的敏感度在放下过程中是渐变的,与其它上锁阶段敏感性突然增大的力相比,有限度的增大对上锁能力影响不大。

5.3 弹簧力

弹簧力在上锁阶段敏感性突然增大,且有助放下上锁,将弹簧力往大的方向调整会对放下上锁有较大的影响。可以通过增加弹簧刚度或增加预拉伸量,或两者混合得到实现。弹簧刚度增加为现在的2.7倍,或预拉伸量再增加210mm,或预拉伸量再增加100mm,同时刚度增大到现在的1.5倍后,180节可以应急放下上锁。需要考虑的因素有弹簧的实现、应急放手柄载荷、局部的强度问题等。

另一方面,由图1和图2可见,增大放下上锁位的弹簧拉伸量也是提高上锁能力的有效途径。

5.4 液压阻尼

在起落架收放过程中,为避免速度过快造成结构和流量冲击,需要限制收放速度,因此在液压回路中增加了阻尼单元,即用阻尼孔来限制收放运动速度,为收放过快的阶段提供阻力。通过分析,减小液压阻尼力不能改善放下上锁能力。

5.5 增加摇臂拉簧

在前舱门伸缩拉杆与摇臂接头与机身结构间增加拉簧,用以抵消部分前舱门气动力。通过调整拉簧刚度和预拉伸量,可以解决正常放和应急放问题,保证在规定的速度下,放下前起落架并上锁,但需要具有足够的安装空间。

另一方面,也可以在该摇臂转轴处增加扭簧来实现类似功能。通过分析,能够解决问题的扭簧在结构上很难实现。

5.6 上锁杆与立柱间增加弹簧

为增大放下上锁时锁弹簧的拉伸量,提高效率,将锁弹簧换到上锁杆和立柱之间。经过分析,此方案存在最优位置,可以解决前起放下问题,同时不增加应急放手柄操纵力,但放下速度稍慢。

5.7 移动锁铰链位置

通过移动上下锁杆的铰链位置,可以减小下锁杆轴力的力臂,增大锁弹簧和液压开锁力的作用,有利于放下上锁。但受结构限制,此方案移动距离有限,按最大距离移动后,不能完全解决问题,但对

放下上锁有明显改善。此方案需要对锁机构和液压开锁作动筒位置进行调整。

5.8 增加液压助力

在应急放过程中,引入可用的液压能源,在放下过程中,向机构输出驱动力,能够提高应急放的能力。经过分析,原构型中的主起应急放蓄压器可以为前起应急放提供能源,应急液压能源同时引入前起收放作动筒和开锁作动筒后,可以在一定的范围内解决应急放的问题。

在仅失去液压能源的情况下,受液压泄漏影响,要能放下上锁,各飞行速度必须在相应时间内启动应急放。如果故障出现在收放作动筒、开锁作动筒或其它正常放与应急放共用的液压元件上,则此方案对应急放就不会有帮助。另外,此方案对提高正常放能力没有帮助。

5.9 方案综合

任何一个单独的方案均不能全面解决目前的问题,需要在多方案并行中寻找答案。经过优化分析,移动锁弹簧(详见5.6节)后,同时移动上下锁杆铰链点(详见5.7节),可以同时解决应急放和正常放问题,是上述机构和系统调整方案中最为有效的方案,此方案需要调整锁机构的结构,改变开锁作动筒的安装位置。

6 结论

通过各作用力对前起落架收放性能的影响,较准确地再现了某型飞机在实际飞行和铁鸟试验中出现的不同现象。分析认为该型飞机正常放的速度上限为250节,应急放在分析的速度范围内均不能上锁。

通过对各作用力的敏感度分析,提出解决这一问题的若干调整方案,通过大量计算,对各方案的可行性作了分析。其中,在保证飞机外形不变的前提下,机构和系统调整方案中,同时移动锁弹簧和锁铰链位置的调整方案最为有效,液压助力方案比较简单易行,但限制较多,且存在不能克服的共模故障。如果不局限于系统和机构的调整,从作用力的敏感性来看,改变前起前舱门气动力的大小和/或传力路径中的放大系数是解决此问题最有效的途径。

参考文献:

[1]梁立孚.飞行器结构动力学中的几个问题[M].西安:西

北工业大学出版社,2010.

[2]李有堂.机械系统动力学[M].北京:国防工业出版社,2010.

[3]汪越胜,税国双.运动学与动力学[M].北京:电子工业出版社,2011.

[4]徐赵东,马乐为.结构动力学[M].北京:科学出版

社,2007.

[5]应祖光.高等动力学—理论及应用[M].杭州:浙江大学出版社,2011.

[6]钟永光等.系统动力学[M].北京:科学出版社,2009.

(上接第45页)

发制冷量已达到最大值,这时再循环功率所产生的多余热载荷会直接导致客舱温度的迅速上升。

在客舱动态冷却过程中,客舱起始阶段温度较高,再循环风的增加,会提高液态水的蒸发比例和水蒸发制冷量的利用率,从而使风扇功率影响处于次要位置,以加速客舱动态降温。同样,当再循环风量增加使水蒸发制冷量利用达到最大值后,此时风扇功率占主导位置,会减缓客舱降温速度。

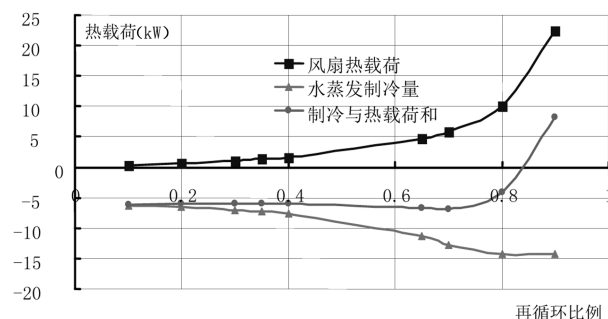


图9 风扇热载荷、水蒸发制冷量与再循环关系

4 综合因素分析

由上述计算分析表明,再循环风量的增加可改善客舱温度均匀性、热舒适性及空调系统动态性能。较小的再循环比例会加大座舱供气温差及液态水含量,导致客舱温度均匀性变差及发生“水空调”问题,在此意义上,应加大再循环风量。

但再循环风量加大,会产生额外的不利因素,主要为:再循环风扇功率、重量、尺寸的增加;空调系统供气管路及相关成品尺寸、重量增加,并造成系统安装困难及维修性差。

基于以上因素,应确定合理的再循环设计参数。结合其他飞机的技术规范及相关标准,本文认为在设计中需考虑以下原则:

1)在地面热天稳态工况下,客舱供气温度与客舱平均温度差不应超过 18°C ,以保证客舱温度均匀性和热舒适性^[5];

2)在地面热天稳态工况下,混合腔出口液态水含量应控制在 $1\text{g}/\text{kg}\cdot\text{dr}$ 以下,以保证经下游导管进

入客舱的空气,不会在乘客周围产生液态游离水;

3)在座舱快速冷却下,混合腔出口空气温度不应低于 2°C ,以避免混合腔内发生冰堵现象;

4)需满足热天地面状态座舱稳态及动态指标要求,同时需校核冷天及飞行等其它工况下的空调系统性能;

5)在满足上述条件下,应尽可能减少再循环比例(其值宜在 $35\% \sim 50\%$ 范围内)。

依据上述设计原则,本文以大型客机为研究对象,经对再循环系统参数的优化后,将再循环比例确定为 37% ,使再循环流量从起初 $0.95\text{kg}/\text{s}$ 减少至 $0.65\text{kg}/\text{s}$,减少比例约 32% 。由此带来再循环系统及下游管网系统的尺寸减少了约 10% ,共减少重量约 9kg ,并改善了空调系统安装空间及维修性,取得了很好的效果。

5 结论

基于国内民航客机空调系统研制需求,利用热力学理论,对再循环系统各附件数学模型进行了推导和建立,并编制了系统仿真程序。在计算中,针对再循环对空调系统的稳、动态指标的影响因素,对再循环系统参数进行分析研究,并得出再循环系统的参数最佳取值范围和确定原则。其已应用于大型客机的环境控制系统研制工作中,对空调及导管系统的设计、重量及尺寸优化提供了重要支持。

参考文献:

[1]王恒斌,张宝霖.国外飞机环境控制系统手册[M].北京:国防工业出版社,1986.

[2]寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.

[3]朱立.空气调节技术[M].北京:高等教育出版社,2008.

[4]简夕忠,李楠.飞机座舱动态热载荷计算方法研究[J].民用飞机设计与研究,2010(3):30-33.

[5]American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers. ANSI/ASHRAE Standard 161 - 2007 Air Quality within Commercial Aircraft[S]. Atlanta:2007.