

基于剩余强度分析的民用飞机 发动机非包容性损坏下 机体结构安全性评估技术研究

Research on Residual Strength Based Aircraft Structure Safety Evaluation for Engine Uncontained Rotor Failure

张鹏飞 / Zhang Pengfei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

在总结大型民用飞机非包容性损坏下机体结构安全性评估方法的基础上,基于转子碎片无限能量的假设,分析了发动机各级转子非包容性损伤碎片对民用飞机机体结构和吊挂的损伤区域和量化分析方法,建立了非包容性损坏下机体结构的有限元模型,跟梁理论、板壳理论结合有限元分析结果总结了适用于民用大型飞机结构的强度校核方法和安全性评估途径,对非包容性损坏下机体结构的安全性评估技术进行了总结,并结合实例进行了说明。分析结果表明,此方法能够对结构进行有效评估。

关键词:非包容性损坏;无限能量;机体结构;安全性评估;剩余强度

[Abstract] Based on studying of the civil airplane structure security evaluation methods and the assumption of rotor burst infinity energy, this paper studies the methods of failure region determination and residual strength calculation, build the finite elements model, sums up the strength check and security evaluation method for civil airplane, gives the structure safe evaluation methods of uncontained rotor burst based on the residual strength. The result of analysis shows that the methods are effective.

[Key words] Uncontained Failure; Infinity Energy; Aircraft Structure; Safety Evaluation; Residual Strength

0 引言

现代大型民用飞机使用的高涵道比、大推力发动机,由于受到鸟撞、腐蚀、制造及材料缺陷、机械故障等原因,发动机转子爆裂的事件时有发生。转子碎片飞出发动机或APU对机体造成的损伤称为非包容性损伤。尽管发动机和APU制造商长期以来竭力减小非包容性转子损坏的可能性,但是飞机服役经历表明非包容性压气机和涡轮转子损坏仍不断发生。涡轮发动机损坏会导致高速碎片穿透邻近结构、燃油箱、机身、系统元器件和飞机上的其他发动机。要完全消除非包容性转子损坏是不可

能的,所以适航条例CCAR23部和CCAR25部都要求在飞机设计时采取措施把此类事件造成的危害减至最小。

据SAE统计资料显示,1962-1989年这28年间发生过的固定翼飞机燃气涡轮发动机非包容性转子损坏事件如表1所示。

由表1可知:事故概率为 $676 / 1\ 089.6 \times 10^6 = 0.62 \times 10^{-6}$;3级事故概率为 $93 / 1\ 089.6 \times 10^6 = 0.85 \times 10^{-7}$;4级事故概率为 $15 / 1\ 089.6 \times 10^6 = 0.14 \times 10^{-7}$ 。

其中,3级事故是指:飞机结构或系统发生损伤,但飞机能够持续飞行并安全回场;4级事故是

指:严重事故(包含坠撞、严重人员伤亡、机体外壳损伤丢失或灾难性事故)。

表1 1962-1989年涡轮发动机
非包容性转子损坏事件统计

档案文献编码	时期	合计	三级事故	四级事故
AIR1537	1962-1975	275	44	5
AIR4003	1976-1983	237	27	3
AIR4770(DRAFT)	1984-1989	164	22	7
合计		676	93	15
注:此28年商用飞机发动机累计运行数为 $1\ 089.6 \times 10^6$ 飞行小时				

大型民用飞机发动机非包容性转子碎片能量巨大,除了特殊的防护结构外,几乎没有什么飞机结构能够承受碎片的撞击。当前,对于发动机非包容性转子损坏下机体结构的安全性多以计算风险概率为目标,证明非包容性转子损坏事件的发生概率低于某一限定值来进行说明。根据不同假设,计算方法可分为两种:1)碎片无限能量;2)碎片真实能量。

碎片的真实能量需要进行碰撞分析,但碰撞分析的分散性很高,分析结果需要得到试验的验证,因此,在目前的情况下,第二种方法在型号研制中很少应用。本文着重讨论基于碎片无限能量假设的飞机发动机非包容性损坏安全性评估方法,并提出了基于剩余强度分析的大型民用飞机非包容性损坏下机体结构的安全性评估技术。

1 大型飞机非包容性损坏下安全性评估方法

民用大型飞机非包容性损坏下的安全性评估须首先确定转子碎片的大小,并设法得到机体结构的破坏模式和损伤范围。本文在分析中对会引起潜在灾难性危险的转子爆裂情况进行评估,设法使灾难性的实际概率量化。就一切情况而论,这个概率取决于以下因素:

- 1) 作为碎片来源的发动机的位置及其旋转方向;
- 2) 关键结构的位置;
- 3) 转子级和碎片类型;
- 4) 转子碎片的平动轨迹;
- 5) 碎片的特定飞散角范围。

在非包容性损坏安全性评估中,可将碎片分为

如下几种:

1) 1/3 轮盘碎片(简称:大碎片):1/3 轮盘和1/3 叶片高度形成的物体,其飞散角为 $\pm 3^\circ$,考虑平移运动能量,忽略转动能量,质量为带叶片轮盘质量的1/3。

2) 中等碎片:其最大尺寸为轮盘半径及叶片长度之和的1/3,质量为带叶片的轮盘质量的1/30,平移运动能量(忽略转动能量)为该碎片以轮缘处的速度甩出时所具有的能量,碎片飞散角为 $\pm 5^\circ$ 。

3) 替代碎片:上述两种碎片可用下述碎片替代。其最大尺寸为1/3 轮盘所对应的尺寸,其质量为轮盘质量的1/3,其平移运动能量(不考虑转动能量)为扇形物体以重心处的速度甩出时所具有的能量,碎片飞散角为 $\pm 5^\circ$ 。

4) 小碎片:其最大尺寸为叶梢尺寸的一半(风扇叶片除外),碎片飞散角为 $\pm 15^\circ$ 。

5) 风扇叶片碎片:其最大尺寸为叶梢处1/3 叶形部分(不包括叶根,但包括叶片的阻尼平台)高度所对应的尺寸,其平移运动能量(忽略转动能量)为碎片以重心处的速度甩出时所具有的能量。碎片飞散角为 $\pm 15^\circ$ 。

2 针对机体结构的安全性评估

本文根据咨询通报 AC20-128A 中给出的飞机发动机转子非包容性损坏下飞机系统安全性评估方案,制定出某型尾吊飞机发动机转子非包容性损坏下机体结构安全性评估方案,结构示意图如图1所示。

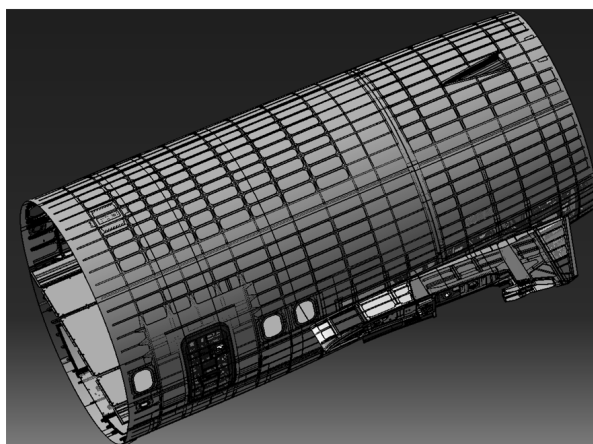


图1 某型尾吊飞机中后机身及吊挂结构示意图

对飞机发动机转子非包容性损坏下机体结构安全性进行评估时,以“两跨准则”为失效判据,认为飞机机体结构相邻或相交的两个重要承力件包

括长桁和框、航向肋和隔框损坏即失效,主要包括以下七种失效形式:

- 1) 机身上相邻两根长桁同时损坏;
- 2) 机身上相邻两个框在同侧同时损坏;
- 3) 机身上相交的一根长桁和一个框同时损坏;
- 4) 机身上相邻一根长桁和相邻的一根发动机挂架航向肋同时损坏;
- 5) 发动机挂架上相邻两根航向肋同时损坏;
- 6) 发动机挂架上相邻两个隔框同时损坏;
- 7) 发动机挂架上相交的一根航向肋和一个隔框同时损坏。

针对机体结构的非包容性损伤安全性评估需首先确定转子碎片的损伤区域,然后评估各损伤区域对结构强度的影响。

2.1 损伤区域确定

损伤区域的确定须根据结构的外廓和各级转子的飞散轨迹和范围确定。作出各级转子的平动风险角和扩散风险角,以确定各级转子在航向和垂直航向对机体结构的影响范围,其步骤如下:

- 1) 从重心轨迹到目标外廓之间画两条切线 T1;
- 2) 在切点处分别引出 N1 和 N2 两条垂线,长度等于碎片扫掠路径的半径;
- 3) 从上述垂线的端点到重心轨迹之间分别画两条切线 T2,这两条切线之间的夹角就是风险角;
- 4) 记录进入角和退出角,包括轨道进入角 Φ_1 、轨道退出角 Φ_2 和扩散进入角 Ψ_1 、扩散退出角 Ψ_2 ,并计算风险角,包括平动风险角 $\Phi = \Phi_2 - \Phi_1$ 和扩散风险角 $\Psi = \Psi_2 - \Psi_1$,如图 2 和图 3 所示。

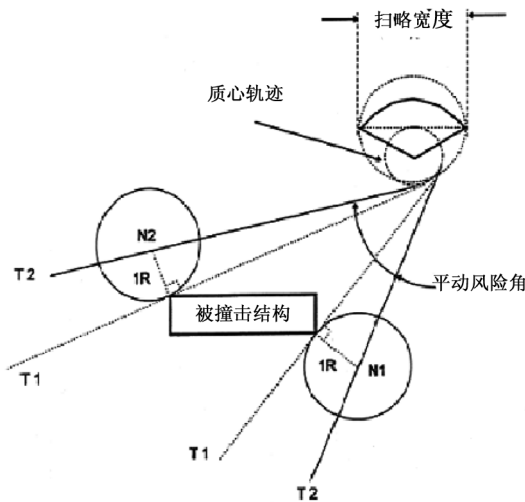


图2 碎片的抛射路径

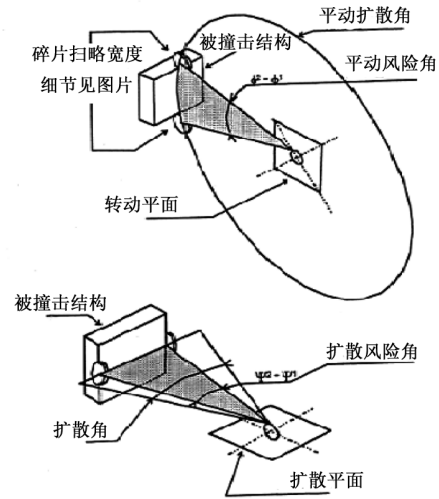


图3 碎片的 Φ_1 、 Φ_2 、 Ψ_1 、 Ψ_2

2.2 剩余强度计算

根据上述损伤区域的确定,对结构建立有限元模型,计算得到各损伤模型下机体结构关键部位的剩余强度,以评估其安全性。对于剩余强度的计算,主要考虑发动机挂架前梁、后梁、航向肋和封闭肋等主承力路径上的关键结构。

根据 FAA 咨询通报 AC25.571-1C 的要求,对发动机非包容性损伤后结构的剩余强度计算和分析考虑使用如下载荷:

70% 限制飞行机动载荷和分别在规定速度下 40% 限制突风速度(垂直和水平),各自与最大的相应气密压差组合(包括可能的外部气动压力)。

校核零件按照有限元模型的单元类型主要可分为杆单元、梁单元、剪切板单元,其校核方法按照如下类型进行分类。

(1) 对杆的校核,分别计算得到其最大拉应力和最大压应力:

最大拉应力为:

$$\sigma_t = F_{tmax} \div A \quad (1)$$

最大压应力为:

$$\sigma_c = F_{cmax} \div A \quad (2)$$

可计算得到杆的裕度:

$$M.S. = F/\sigma - 1 \quad (3)$$

(2) 对梁元轴压加弯曲应力类型进行校核,如式(4)所示。该梁元校核公式及应力恢复点等相关说明,对本文各个部件的静强度校核均适用。因此在各个部件校核计算时不再赘述。

$$\sigma_{ai} = P_a \div A - M_{a1} \div I_{ze} \times y_i = M_{a2} \div I_{ye} \times z_i \quad (4)$$

$$\sigma_{bi} = P_b \div A - M_{b1} \div I_{ze} \times y_i = M_{b2} \div I_{ye} \times z_i$$

式中:

σ_{ai} 、 σ_{bi} 为梁元 A 端和 B 端的应力回复点 i 的正应力,单位是 MPa;

M_{a1} 为梁元 A 端 1 平面内弯矩;

M_{a2} 为梁元 A 端 2 平面内弯矩;

M_{b1} 为梁元 B 端 1 平面内弯矩;

M_{b2} 为梁元 B 端 2 平面内弯矩;

P_a 、 P_b 为梁 a 端、b 端的轴力;

A 为梁的截面积;

z_i 、 y_i 为对应 M2、M1 时的应力恢复点离开剖面形心的距离;

I_{ye} 、 I_{ze} 为截面对 Ye 轴和 Ze 轴的形心惯性矩。

梁元的单元坐标系如图 4 所示。

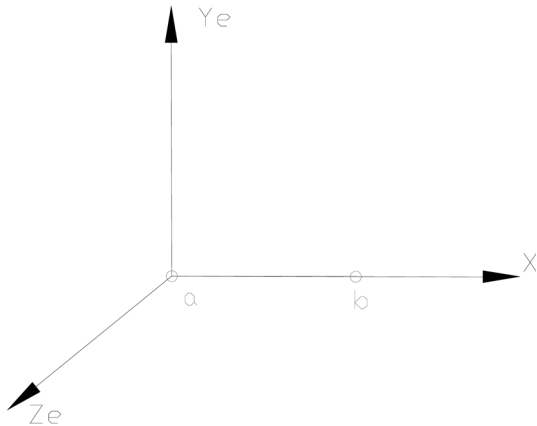


图 4 梁元的单元坐标系示意图

图 4 中 a 点为梁元的 1 点,b 点为梁元的 2 点。梁的安全裕度为:

$$M. S. = \left[\frac{[\sigma]}{\sigma} \right] - 1 \quad (5)$$

式中:

$[\sigma]$ 为许用应力;

σ 为工作应力。

板的剪切失稳临界应力计算公式取自参考文献[1],如式(5)所示:

$$\tau_{cr} = \frac{K_s \pi^2 E}{12(1-\mu_e^2)} \left(\frac{\delta}{b} \right)^2 \quad (6)$$

式中:

K_s 为剪切临界应力系数,可查参考文献[1];

δ 为板厚;

B 为板的较短的边($b \leq a$)。

在本文中,当 F_s (单元最大剪切应力) $> \tau_{cr}$ 时,认为板元先发生剪切破坏。

安全裕度为:

$$M. S. = \tau_{cr} / F_{s,max} - 1 \quad (7)$$

本文中,对杆元校核时,受拉许用值取 $[\sigma_b]$,受压许用值取缘条的压损应力和 $[\sigma_{0.2}]$ 中的较小值。其中,压损应力的计算如下。

在压损应力的计算中,第 i 个板元的压损应力 σ_{fi} 的计算公式和图表采用了两种方法:

(1) 参考文献[1]第 378 页的板元法;

(2) 参考文献[2]中 243 和 244 页的相关内容。

其中,方法(1)实际上借用了挤压铝合金型材的压损应力计算曲线;方法(2)所引用的参考文献[2]图 B6.5.2.1-2 所示曲线适用于室温和高温下所有的飞机韧性材料。本文中计算采用两者中的较小值为许用值,组合剖面压损应力:

$$\sigma_f = \frac{\sum_{i=1}^N (b_i \delta_i \sigma_{fi})}{\sum_{i=1}^N (b_i \delta_i)} \quad (8)$$

式中:

b_i 为第 i 个板元的宽度;

δ_i 为第 i 个板元的厚度;

σ_{fi} 为第 i 个板元的压损应力,截止值取 $[\sigma_{0.2}]$;

N 为组合剖面的板元总个数。

对腹板(剪切板元)、航向肋连接部位紧固件校核需首先计算板元剪应力传递到每个紧固件上的力,若紧固件牌号相同(刚度相同),则使用如下方法计算每个紧固件上的力。

对剪切板元连接紧固件部位的校核,计算每个紧固件上的剪力:

$$F_b = \tau \times t \times L \div m \quad (9)$$

式中:

τ 为板元的剪应力或剪应力差(对板边界用剪应力,对板连续区域的紧固件用剪应力差);

t 为板元的厚度;

L 为板元的边长;

m 为相关边上的紧固件的个数(当紧固件剪切刚度不同时,应该按刚度分配剪力)。

按破坏模式校核每个紧固件的强度。

剪切破坏安全裕度:

$$M. S. = F_{su} / F_b - 1 \quad (10)$$

挤压破坏安全裕度:

$$M. S. = \sigma_{bu} / (F_b / Dt) - 1 \quad (11)$$

3 计算实例

根据上述内容对某型飞机发动机非包容性损坏下机体结构进行安全性评估。首先作图确定各级转子碎片对机体、挂架和飞机最大损伤范围,对机体结构的最大损伤范围如图 5 和图 6 所示,对发

动机吊挂结构的损伤如图 7 所示。

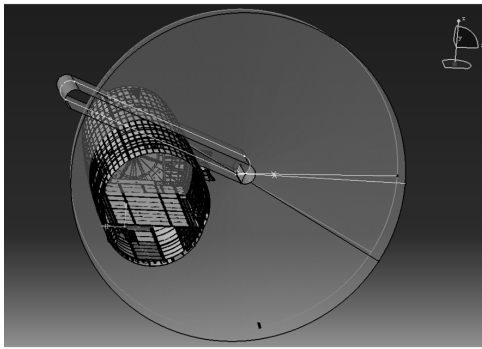


图 5 非包容性碎片对机身结构的损伤(最上部切面)

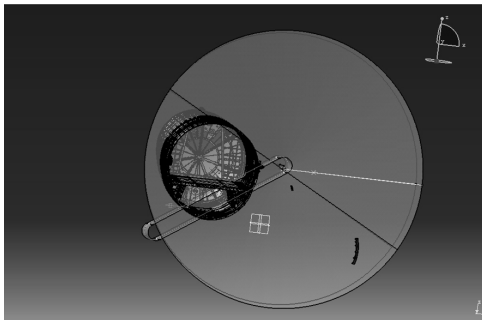


图 6 非包容性碎片对机身结构的损伤(最下部切面)

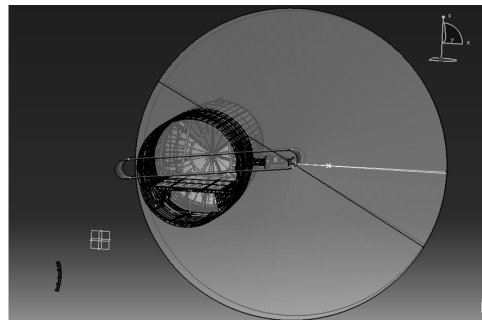


图 7 非包容性碎片对机身结构和吊挂结构的损伤

建立有限元模型进行计算,如图 8 至图 10 为非包容性损坏下应力分析结果,剩余强度的计算结果如表 2 所示。

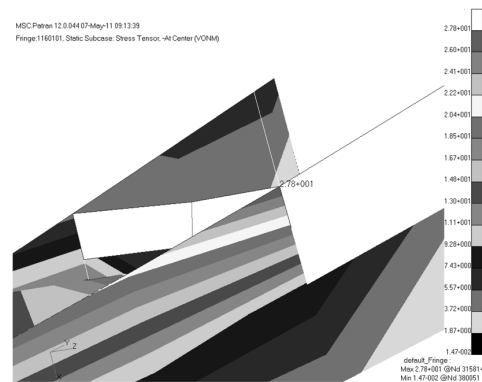


图 8 破坏模式一应力云图

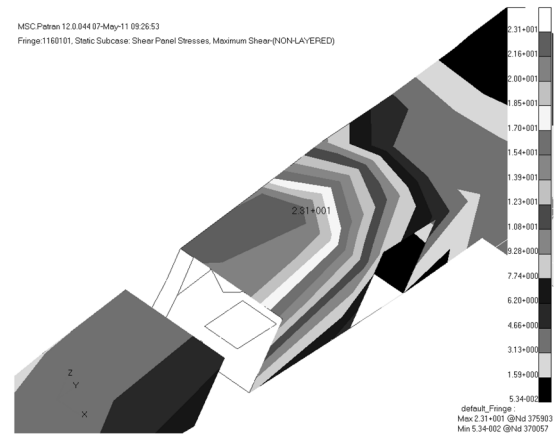


图 9 破坏模式二应力云图

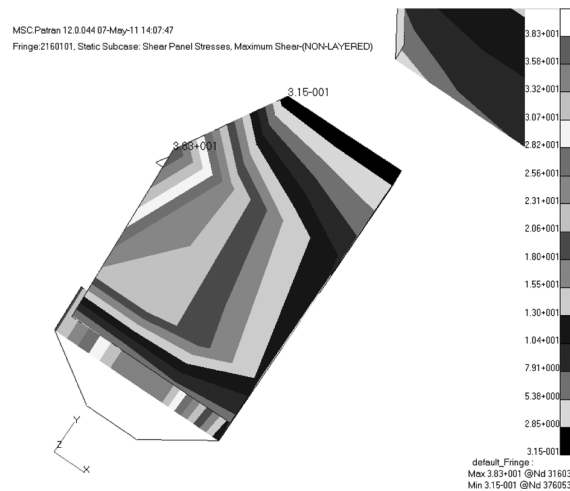


图 10 破坏模式三应力云图

表 2 剩余强度计算结果

破坏模式	破坏模式	最小裕度
破坏模式一	梁轴压加弯曲	0.53
破坏模式二	梁轴压加弯曲	0.9
破坏模式三	梁轴压加弯曲	0.25

根据表 2 计算结果可知,非包容性损坏下机体结构的三种损坏模式其最小安全裕度均大于 0,满足强度要求。

4 结论及展望

根据上述结论可知,本文提出的评估方法能够在一定程度上对机体结构的安全性进行评估,并得出有力的证据,证明结构安全,其作为型号研制中发动机非包容性损坏下机体结构安全性评估方法具有很好的实用性。

如果剩余强度的计算得到的安全裕度为负值,

由于转子碎片在飞出发动机的过程中会产生碰撞,不可避免的丧失部分能量,因此本文所用无限能量的假设是保守的,转子对于机体结构的损伤并不能达到本文所述的最严重情况,不足以表明结构存在危险。因此,对于民用飞机非包容性损坏下机体结构安全性评估技术有待进一步研究。

参考文献:

- [1]《飞机设计手册》总编委员会. 飞机设计手册 9, 载荷、强度和刚度, 2001.
- [2]《结构设计手册》. 中国航空工业总公司第 640 研究所, 1994.

(上接第 48 页)

表 5 DOC 计算假设条件建议

项目	内容
U_r 为飞机年利用率, 小时	4 225
TAT 为平均过站时间, 小时	0.5
U 为飞机有效年利用率, 小时	$U = U_r \times BH / (BH + TAT)$, (BH: 轮挡小时)
折旧年限	20 年
残值	10% 价格 (包括备件)
贷款	100% 总投资。总投资 = 飞机购置价 + 备件
备件投资: 机体	6% 机体价格
备件投资: 发动机	23% 发动机价格
贷款年限	20 年
贷款年息	8%
每年还贷次数	2 次
维修劳务费率 (美元/小时)	25
机身保险费率	0.35% 飞机价格

运行成本分析 (2010年美国国内干线运营条件)
平均航段距离: 650n mile

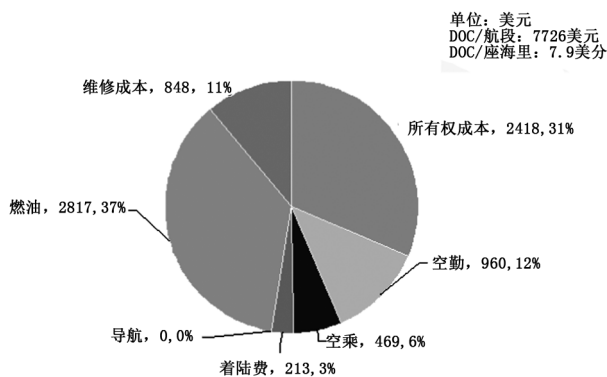


图 3 X-plane 飞机在 2010 年美国国内干线条件下 DOC 分析结果

4 结论

本报告根据公开的文献资料总结了三种美国市场直接运营成本 (DOC) 的计算方法, 经过对比计算分析后, 采用经 CPI 修正的 Liebeck 方法作为 C919 飞机美国市场 DOC 计算分析模型, 用于运营经济性研究和竞争分析工作。

当然, 本报告提供的方法还要在与美国航空公司用户的工作交流中进一步验证和完善, 并根据美国市场最新的变化情况及时就分析模型以及经验系数进行调整和修正。在今后的研究中还需要致力于:

(1) 考虑建立美国航空运输市场最新统计数据的稳定可靠来源, 并建立随时间变化, 能够反映现实情形和趋势的理论方法。

(2) 随着航空运输市场环境的变化, 对现有计算分析模型进行改进, 包括加入排放交易机制影响等。

参考文献:

- [1] Air Transport Association Of America. Standard Method Of Estimating Comparative Direct Operating Costs Of Turbine Powered Transport Airplanes[R]. 1967.
- [2] Harris Franklin. An Economic Model of U. S. Airline Operating Expense[R]. NASA CR-2005-213476, 2005.
- [3] Boeing. Boeing 1993 Operating Cost Methods[Z]. Boeing Commercial Airplane Group, 1993.
- [4] Liebeck R. H., et al. Advanced Subsonic Airplane Design & Economic Studies[R]. NASA CR-195443, 1995.
- [5] Anthony P Hays. Aircraft and Airline Economics[M]. 18. 7. Aircraft Design & Consulting, 2009:1-9.
- [6] 叶叶沛, 党铁红, 李晓勇. 喷气客机重量、性能和经济性综合评估方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2010(4):19-21.