

# 民机飞行结冰参数的模拟与校准

## The Simulation and Calibration of Icing Parameters for Civil Aircraft

白峰 徐超军 张强 / Bai Feng Xu Chaojun Zhang Qiang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

结冰问题的研究对于民用飞机设计十分重要,采用结冰风洞试验是主要的方法之一,欧美国家有很多成熟的结冰风洞用于型号研究。结冰风洞中需要对很多参数进行控制,其中水雾参数精确控制的难度很大,而且一般通过间接方法来进行测试校准,往往误差较大,导致不同结冰风洞试验结果往往有所差异。文章介绍了在意大利宇航中心的 IWT 结冰风洞完成的冰风洞校准试验,对结冰风洞水雾参数校准方法进行了阐述,为民机结冰风洞研究提供参考。

**关键词:**结冰风洞;水雾参数;平均水滴直径;液态水含量;水含量均匀度

**中图分类号:**V216.5

**文献标识码:**A

[Abstract] It is important for civil aircraft design to research the icing influence. One of the main ways is adopting the icing wind tunnel test, which are extensively used for airplane research in USA and Europe. Many parameters were controlled during the icing wind tunnel, which cloud parameter was controlled with large difficulty and was measured indirectly, so the error was considerable which led to large difference from icing wind tunnel to another. Icing wind tunnel parameter calibration test in CIRA-IWT was introduced, and the cloud parameter correction methods were illuminated, which can provide reference to the icing wind tunnel research for civil aircraft.

[Key words] icing wind tunnel; cloud parameter; MVD; LWC; uniformity of the water content

## 0 引言

民用飞机由于结冰问题导致了多起航空事故,因此运输类飞机适航规章中明确要求申请人必须表明飞机在结冰气象条件下可以安全飞行。结冰问题的研究已经成为民机型号研制中的重要工作,主要包括结冰参数敏感性分析、结冰风洞临界冰型确定、带模拟冰的气动力风洞试验、飞机带模拟冰试飞以及飞机自然结冰试飞等。依据这些工作表明飞机在结冰气象条件下的飞行性能满足适航条款要求。

结冰风洞试验是在风洞中模拟结冰大气条件,获得翼面的结冰冰型,是适航审定过程中确定临界冰型的可靠途径。目前欧美国家有很多成熟的结冰风洞,例如美国 NASA 的 IRT 结冰风洞、波音公司 BRAIT 结冰风洞、意大利宇航中心 CIRA 的结冰风洞(Icing Wind Tunnel,简称 IWT)等都是 2m 量级的

成熟型号风洞。而根据欧美型号试验研究发现,在相同的结冰条件下,同一模型在不同风洞之间的冰型有所差异,主要是由各自风洞对水雾参数控制和校准的误差引起的。

对于型号研究来说,开展冰风洞的校准试验是确定试验结果可靠性的依据,是保障型号带模拟冰试飞审查合格的基础。根据某型飞机的结冰研究工作需要,在意大利宇航中心的 IWT 风洞进行了飞机部件的结冰试验。在此之前完成了对 IWT 风洞水雾参数的校准试验,本文描述了校准试验的方法及结果,为民用飞机结冰问题的研究工作提供参考。

## 1 飞行结冰参数

CCAR25 部中根据大量统计数据给出了飞机容易发生结冰的大气参数,主要分为连续最大结冰状态和间断最大结冰状态,如图 1、图 2 所示。

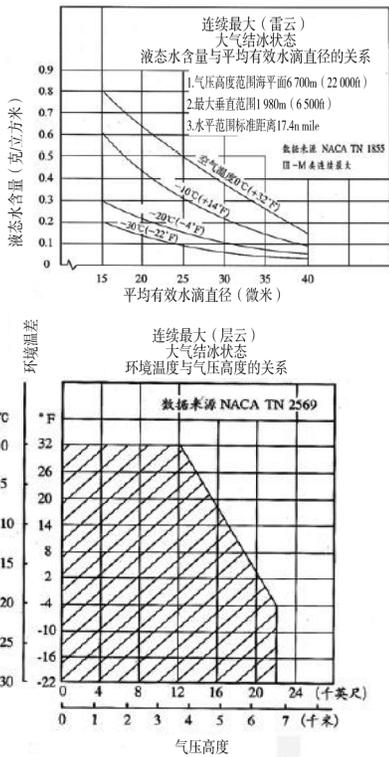


图1 连续最大结冰状态

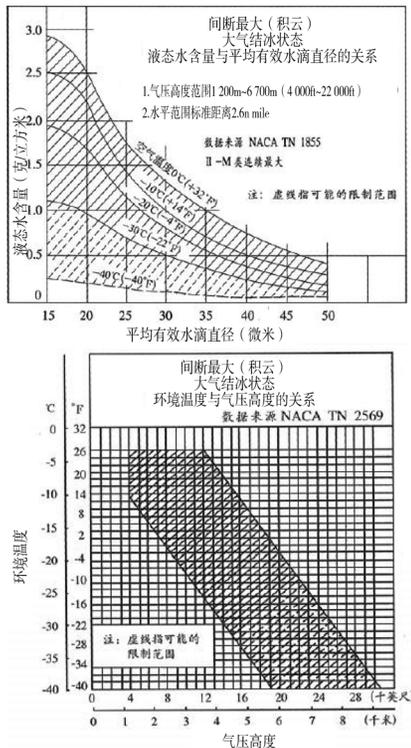


图2 间断最大结冰状态

从图中可以看到影响结冰的大气参数主要有环境温度、气压高度、平均水滴直径(MVD)、液态水含量(LWC)。此外飞机的飞行速度、时间和姿态等

也会影响结冰情况。

### (1) 气压高度

气压高度主要决定了飞机飞行的环境温度,飞机结冰的高度范围通常在0~7km之间。气压高度同时也影响大气密度,温度与密度反映了大气的粘性,影响了水滴的收集率。

### (2) 环境温度

环境温度影响了MVD与LWC的关系,飞机发生结冰的温度范围一般在0°C~-40°C之间,而严重结冰主要出现在-10°C左右,因为飞机一般在此温度飞行时总温接近于0°C,水滴在撞击到飞机部件后流动性较强,容易向后流动形成带上下冰角的冰型,严重破坏飞机气动力。

### (3) LWC

LWC代表单位体积大气内的液态水质量,是决定结冰量的关键因素。液态水含量越大,单位时间内撞击到飞机部件表面上的水量越多,越容易积聚成大体积的冰型,对气动力影响很大。在连续最大结冰环境下LWC最大可达到0.8g/m<sup>3</sup>,而在间断最大结冰条件下可达到3.0g/m<sup>3</sup>。

### (4) MVD

MVD代表单位体积大气内水滴的平均直径,一定程度上影响了冰型的体积和覆盖范围。水滴直径越大,则惯性越大,水滴更容易抵抗飞机部件的气动力而撞击在部件表面,增加了水滴收集率,会使羊角冰的冰角更大,或增加霜冰的覆盖范围。一般MVD在15μm~50μm范围内,特殊的气象条件下可能会存在大于50μm的大过冷水滴(SLD),尺寸甚至可以达到300μm。

### (5) 飞行速度

飞行速度首先影响了水滴收集率,较大的飞行速度使得水滴更容易撞击到飞机部件上,扩大了撞击极限,增加了结冰量和结冰范围。其次,飞行速度影响了环境温度与总温的关系,大的飞行速度会使得总温升高,更容易形成羊角冰。所以飞行速度越大,越容易增加冰型的严酷性。

### (6) 飞行时间

飞行时间越长,越容易收集到较多的水滴,增加了积冰的体积。CCAR25部中根据一般云层的范围,对于飞机在结冰气象条件下飞行的时间要求是:在防护区22.5min结冰量,非防护区45min结冰量的情况下满足飞行安全。

(7) 飞行姿态

飞机的结冰范围主要在气流的驻点附近,而飞行姿态影响了驻点位置,从而影响了冰型的位置和冰角大小。

(8) 翼型

飞机在亚音速范围内飞行时,部件头部的气流会影响水滴的运动轨迹。翼型头部半径越小,水滴受到的气动力影响越小,则更容易撞击到部件表面结冰;头部半径越大则反之。

在结冰风洞试验中这些参数都需要模拟,对于速度、压力等参数的控制与常规风洞相同。特殊的是需要额外安装一套喷雾系统来满足水雾参数的要求。主要的水雾系统模拟参数有 LWC 和 MVD。

## 2 结冰参数模拟

意大利宇航中心(CIRA)的结冰风洞是一个单回路、多试验段的结冰风洞,是全球范围内最成熟的型号结冰风洞,如图3所示。风洞共有4个试验段,分别是:主试验段、第二试验段、附加试验段和开口试验段。本次试验使用第二段,截面尺寸1.15m宽×2.35m高,空风洞最大Ma数0.7,最低环境静温-40°C,如表1所示。

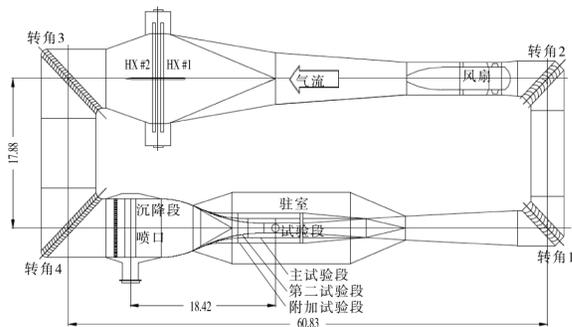


图3 CIRA-IWT 风洞

表1 IWT 风洞试验段参数

	主试验段	第二试验段	附加试验段	开口试验段
高(m)	2.35	2.35	2.35	2.35
宽(m)	2.25	1.15	3.60	2.25
长(m)	7.00	5.00	8.30	7.00
最大Ma数	0.4	0.7	0.25	<0.4
最低静温(°C)	-32	-40	-32	-32
静压范围	39 000 Pa ~ 145 000 Pa; 对应高度从海平面到7 000m;			
MVD 范围	10 μm ~ 50 μm			
LWC 范围	0.1g/m <sup>3</sup> ~ 4.0g/m <sup>3</sup>			

在风洞的收缩段前有一排网状喷口(Spray Bar),喷口内有高压气管和高压水管,水气在喷口内混合后喷出,为了保证水含量在试验段内达到均匀分布,IWT 风洞采用了较长的收缩段,详见图4。

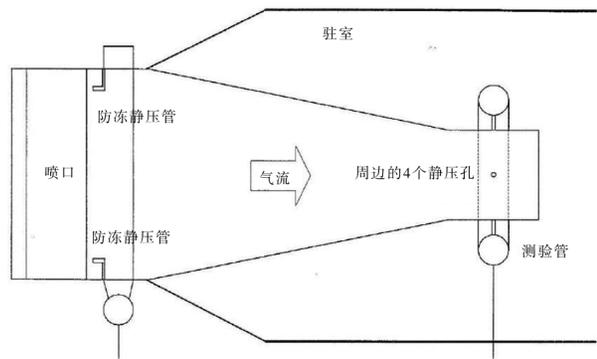


图4 喷雾系统

通过控制合理的水压和气压以及喷口的开闭,结合气压高度和速度,达到需要的MVD和LWC,喷口细节如图5所示。



图5 喷雾喷口

## 3 结冰参数校准

结冰风洞试验由于其特殊性,除了进行常规风洞流场校准之外,还需要对风洞的喷雾系统进行校准,保证水雾参数的准确。主要是对平均水滴直径(MVD)、液态水含量(LWC)和水含量均匀度进行校准评估,而影响这些参数的因素主要有水雾喷口密度、喷口气压、喷口水压、环境静压、来流Ma数等。

### 3.1 水含量均匀度校准

首先需要对试验段内的液态水含量均匀度进行测量,评估在不同喷口密度、喷口气压、喷口水压的情况下,试验段内的水含量是否均匀。通过大量试验结果表明环境静压和来流Ma数的变化对水含

量的均匀度影响不大。在 IWT 风洞中,一般采用在试验段内安装格栅,通过测量一定试验时间内各个栅格的积冰厚度来评估水含量的均匀度。栅格间距约为 10cm,单个栅板厚度约 3mm。结冰条件一般选择静温较低,容易形成霜冰的情况,而且结冰时间不能太长,防止冰型畸变,如图 6 所示。

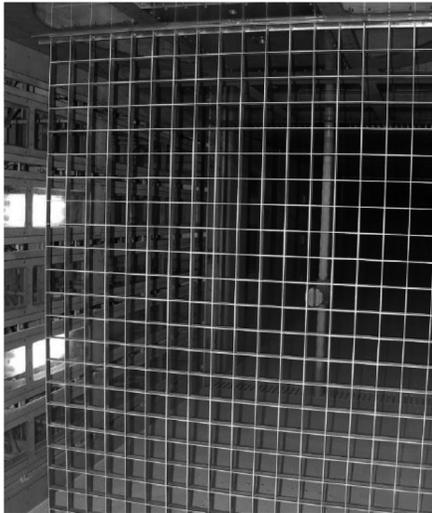


图 6 测冰格栅

在测得每个格栅的冰型厚度后,以试验段中心格栅处的冰型厚度为参考,得到无量纲冰型厚度分布,用来反映液态水含量的分布误差:

$$LWC_i/LWC_c = T_i/T_c \quad (1)$$

根据典型试验结果可以看到在试验段中心约 70% 的区域内,水含量误差控制在 20% 以内,如图 7 所示。

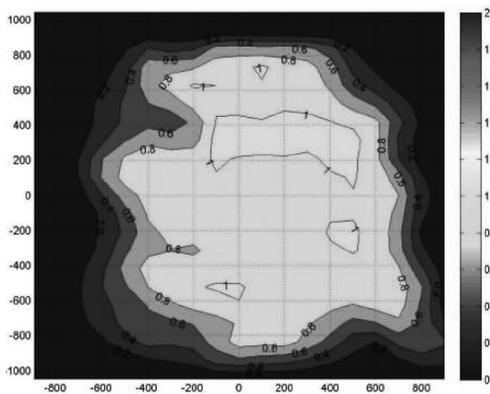


图 7 试验段水含量均匀度

### 3.2 平均水滴直径校准

对 MVD 的测量采用在试验段中间设置两个 ADA(Airborne Droplets Analyser) 探头,可以分别测量直径为  $0.5\mu\text{m} \sim 136\mu\text{m}$  和  $1.9\mu\text{m} \sim 608\mu\text{m}$  的水

滴,通过对大约 30 万个水滴进行光谱分析得到平均水滴直径,如图 8 所示。

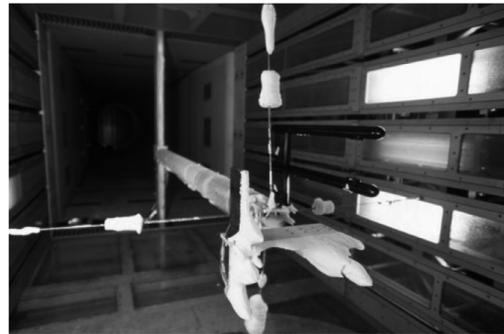


图 8 ADA 探头

通过大量试验结果得到,在固定水雾喷口密度的情况下,影响 MVD 的主要因素有喷口气压、喷口水压、环境静压,因此可以得到 MVD 的经验函数,并绘制出经验图谱,如图 9 所示。

$$MVD = f(P_{\text{air}}, P_{\text{wat}}, H) \quad (2)$$

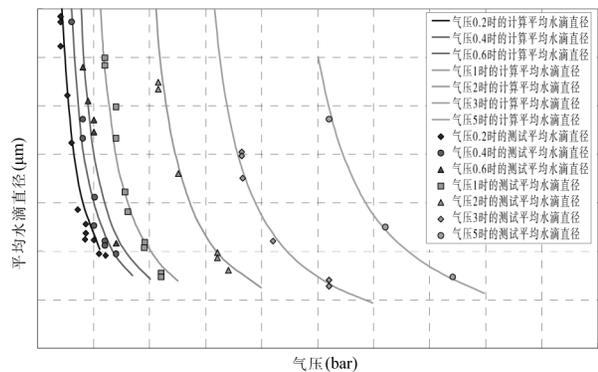


图 9 MVD 经验图谱

通过流场校测试验得到通过经验函数对 MVD 的控制误差在  $\pm 20\%$  以内,如图 10 所示。

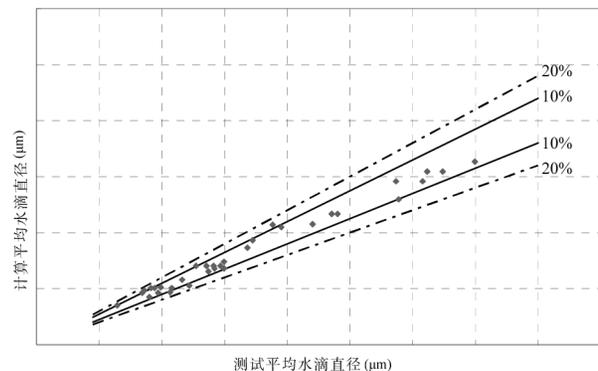


图 10 MVD 误差

### 3.3 液态水含量校准

对 LWC 一般采用测量安装在试验段中间的冰刀结冰厚度的方法,该冰刀的结冰厚度与水雾参数

的关系已经通过前期的试验校准得到,因此可以通过结冰厚度反算出 LWC。采用的冰刀厚度约 3mm,试验静温较低保证形成霜冰,同时结冰试验很短(约 30s)保证冰型的精度,如图 11 所示。



图 11 冰刀测量 LWC

通过大量试验结果得到,在固定水雾喷口密度的情况下,影响 LWC 的主要因素有喷口气压、喷口水压、环境静压、来流  $Ma$  数,因此可以得到 LWC 因子  $K$  的经验函数,并绘制出经验图谱,如图 12 所示。

$$LWC = f_1(K) \quad (3)$$

$$K = f_2(P_{air}, P_{wat}, P_s, Ma) \quad (4)$$

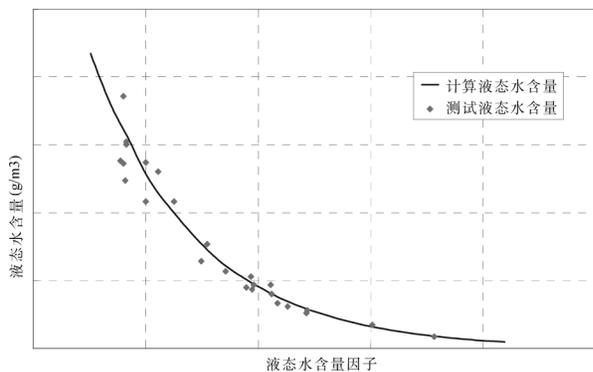


图 12 LWC 因子(K)图谱

通过流场校测试验得到通过经验函数对 LWC 控制误差在  $\pm 20\%$  以内,如图 13 所示。

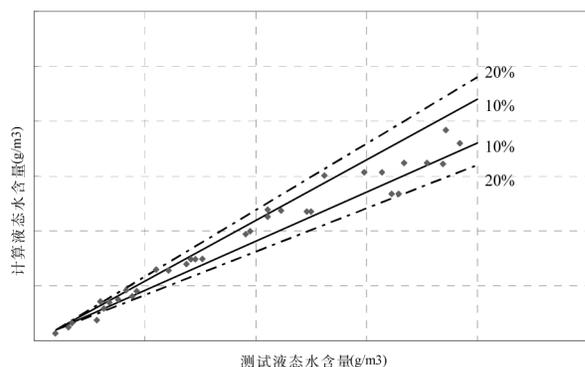


图 13 LWC 误差

至此完成了对结冰风洞喷雾系统的校准试验,此外对于风洞静温、静压、风速的校准也十分重要,具体的精度如表 2 所示。

表 2 风洞参数控制精度

序号	参数	精度
1	静温	$<0.3^{\circ}\text{C}$
2	压力高度	$\pm 10\text{m} (\pm 120\text{Pa})$
3	MVD	$\pm 20\%$
4	LWC	$\pm 20\%$
5	相对湿度	$\pm 3\%$
6	速度	$<0.5\%$
7	气流偏角	$<0.3^{\circ}$
8	湍流度	$<2\%$
9	模型姿态角	$<0.02^{\circ}$

## 4 结论

本文通过对意大利宇航中心 IWT 结冰风洞完成的冰风洞校准试验描述,介绍了结冰风洞水雾参数校准方法。国外对结冰风洞试验结果可以接受的风洞水雾参数控制误差不能超过 20%。对于 LWC 和 MVD 统计性校准参数,需要进行概率分布分析,以便更好地对试验结果误差进行控制及评估。

### 参考文献:

- [1] Icing Wind Tunnel Interfacility Comparison Tests [S]. AIR5666-2012-10-03.
- [2] Thomas B. Irvine, John R. Oldenburg, David W. Sheldon. The New Icing Cloud Simulation System at NASA LEWIS' Icing Research Tunnel[J]. AIAA 1997.
- [3] Chirag Bhargava, Eric Loth. Simulating the Aerodynamics of the NASA John H. Glenn Icing Research Tunnel[J]. Journal of Aircraft, Vol. 42. No. 3, May-June 2005.
- [4] Edward Herman. Goodrich Icing Wind Tunnel Overview Improvements and Capabilities[J]. AIAA 9-12, Jan 2006.
- [5] Peter Struk, Tom Currie, William Benjamin Wright, Daniel C. Knezevici, Dan Fuleki, Andy Broeren, Mario Vargas, Jen-Ching Tsao. Fundamental Ice Crystal Accretion Physics Studies [J]. SAE International, 2011-38-0018.
- [6] Richard K. Jeck. Calibration and Use of Goodrich Model 0871FA Ice Detectors in Icing Wind Tunnels [J]. Journal of Aircraft, Vol. 44, No. 1, Jan-Feb 2007.

[7] Andy P. Broeren, Sam Lee, Gautam H. Shah, Patrick C. Murphy. Aerodynamic Effects of Simulated Ice Accretion on a Generic Transport Model [J]. SAE International 2011 - 38 -0065.

[8] Olsen, W., Takeuchi, D., and Adams, K.. Experimental Comparison of Icing Cloud Instruments [J]. AIAA 83 -0026, Jan. 1983.

[9] 战培国,程娅红. 大型运输机结冰试验技术研究[J]. 航空科学技术,2011,1:13-15.

[10] 杜雁霞,桂业伟,柯鹏,王勋年. 飞机结冰冰型微结构特征的分形研究[J]. 航空动力学报,2011,26(5):997-1002.

[11] 陈年旭,桑为民,陈迎春,张彬乾. 民用飞机结冰研究相关技术及进展[J]. 飞行力学,2009,27(5):11-14.

[12] 王育平,马文彪,陶嫣红. 翼面结冰对飞行品质的影响分析[J]. 民用飞机设计与研究,2008,1:10-12.

[13] 杜雁霞,桂业伟,肖春华,易贤,李军. 飞机结冰过程的液/固相变传热研究[J]. 航空动力学报,2009,24(8):1824

-1830.

[14] 霍西恒,常士楠. 翼型表面粗糙度对结冰的影响分析[J]. 航空工程进展,2012,3(2):156-161.

[15] 丛成华,彭强,汪伏波,符澄. 基于粒子轨迹的结冰风洞收缩段优化设计数值模拟[J]. 航空动力学报,2012,7:1555 -1562.

[16] 常士楠,杨秋明,李延. 翼型表面结冰准定常数值模拟[J]. 空气动力学学报,2011,29(3):302-308.

[17] 易贤,朱国林,王开春,桂业伟. 结冰风洞试验水滴直径选取方法[J]. 航空学报,2010,31(5):877-882.

[18] 易贤,朱国林,桂业伟. 一种改进的积冰试验相似准则及其评估[J]. 实验流体力学,2008,22(2):84-87.

[19] 赵克良,陆志良,丁力,等. 用于结冰风洞试验的混合翼设计[J]. 空气动力学学报,2013,31(6):718-722.

[20] 冯立静,张国友,许国山,李磊. 某结冰风洞有限元分析[J]. 低温建筑技术,2012,6:52-54.

(上接第 25 页)

表 2 不同巡航速度的运营成本计算

Ma	SR (km/kg)	Time (min)	Fuel (kg)	Time Cost (元)	Fuel Cost (元)	Total Cost (元)
0.60	0.441	84.8	2 100	6 062	12 602	18 664
0.62	0.447	82.1	2 071	5 866	12 425	18 292
0.64	0.451	79.5	2 053	5 683	12 316	17 999
0.66	0.453	77.1	2 043	5 511	12 260	17 771
0.68	0.453	74.9	2 043	5 349	12 256	17 605
0.70	0.452	72.7	2 051	5 196	12 303	17 499
0.72	0.448	70.7	2 068	5 052	12 405	17 457
0.74	0.442	68.8	2 095	4 915	12 568	17 483
0.76	0.434	67.0	2 134	4 786	12 804	17 590
0.78	0.421	65.3	2 198	4 663	13 190	17 853
0.80	0.400	63.6	2 313	4 547	13 879	18 426
0.82	0.368	62.1	2 519	4 436	15 111	19 547
0.84	0.324	60.6	2 858	4 330	17 147	21 477
0.86	0.274	59.2	3 384	4 229	20 301	24 531

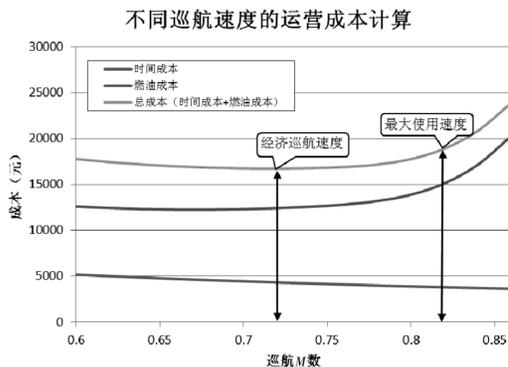


图 4 经济性飞行速度

根据表 2 和图 4,选取经济巡航速度 ( $M=0.72$ ) 和最大使用速度 ( $M=0.82$ ) 进行对比分析,可得:500nm 典型航段选取经济巡航速度飞行比最大使用速度飞行时间增加 8.6min,油耗减少 451kg,节约总成本约 2 090 元人民币。假设一个机队有 20 架飞机,每架机每年飞行 1 500 架次,则一个机队全年可节约成本 6 270 万元人民币,成本节约效果显著。

## 4 结论

本文一方面尝试从航空公司实际运营角度建立了商用飞机成本指数的计算方法,从飞机制造商角度建立了飞机经济速度的计算方法,并选取了典型支线飞机进行了案例计算,验证了其计算方法的科学性和正确性。另一方面,也进一步表面了航空公司实际生产过程中采用成本指数方法可使得成本节约效果显著,证明了其有效性和实用性。

## 参考文献:

[1] Boeing China Inc., Cost Index [R]. Jan. 2002.

[2] Stirling Dynamics Limited, Aircraft Direct Operating Costs and Cost Index Usage - Interim Study [J]. Dec. 2011.

[3] 叶叶沛. 民用飞机经济性[M]. 成都:西南交通大学出版社,2013:2-3.

[4] Liebeck, Robert H. et al. Advanced Subsonic Airplane Design & Economic Studies [J]. NASA CR-195443, April 1995.

[5] <http://www.zou114.com/youjia/qihuo.asp>