



装备科技译著出版基金



飞机涡流迹

[俄] A.C. 季涅夫斯基 A.И. 热兰尼科夫 著

马菊红 译



国防工业出版社

National Defense Industry Press



装备科技译著出版基金

飞机涡流迹

(俄) A. C. 季涅夫斯基 著
A. И. 热兰尼科夫
马菊红 译

国防工业出版社
· 北京 ·

著作权合同登记 图字:军-2012-088 号

图书在版编目(CIP)数据

飞机涡流迹/(俄罗斯)季涅夫斯基,(俄罗斯)热
兰尼科夫著;马菊红译. —北京:国防工业出版社,
2013. 6

ISBN 978-7-118-08786-4

I. ①飞… II. ①季…②热…③马… III. ①飞机—
空气动力学 IV. ①V211. 4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 131497 号

本书简体中文版由 A. И. 热兰尼科夫授权国防工业出版社独家出版
发行。

版权所有,侵权必究。

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 880×1230 1/32 印张 5 $\frac{1}{4}$ 字数 127 千字

2013 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 48.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

译序

众所周知,俄罗斯许多领域科学技术,尤其是航空航天技术居世界一流。对于我国而言,引进俄罗斯的先进技术,是缩小我国军事及航空技术与世界先进水平差距的有效途径,也是加速中国武器装备建设的一项重要举措。

20 世纪 90 年代初,随着中俄友好关系的不断进展,本人有幸被公派到俄罗斯留学(由国务院人才引资办等单位出资),在莫斯科理工学院航空力学与飞行技术专业学习,同时在俄罗斯中央空气流体动力学研究院工作实习,在此期间与一些教师和学者结下了深厚友谊,也与科技俄语结下了不解之缘。

近 20 年来,本人在科技俄语跨学科研究及复合型科技俄语人才培养方面做了一些工作,从而形成科技俄语研究基础理论体系。主持完成黑龙江省教育厅人文社会科学研究项目“中俄科技交流基础技术平台建设研究”和黑龙江省新世纪高等教育教学改革工程项目“复合型科技俄语人才培养研究”,分别获黑龙江省社会科

学优秀科研成果奖和黑龙江省高等教育教学成果奖。

让本人感到欣慰的是在科技俄语翻译领域取得了一些工作成果:做了大量科技俄语口、笔译工作,总结发表了相关学术论文。尤其是,2002年在《中国科技翻译》上发表的论文,“浅谈汉俄科技翻译”被全国各大外语学习网站、翻译网站以及科技俄语翻译工作者博客广为转载,这篇论文至今是汉俄科技翻译技巧方面唯一一篇公开发表的学术论文,为科技俄语翻译工作提供了理论基础。

近年来,本人在科研方面主要从事俄罗斯高新技术引进和专著翻译工作,翻译出版《星球车》、《发展空间想象力》、《固态波陀螺仪导航系统》等学术著作。鉴于本人的工作和学习背景,选择了2008年数理技术文献出版社(莫斯科)受“俄罗斯基础研究基金”资助出版的专著《飞机涡流迹》翻译出版,希望能对国内从事飞行器研究方面的学者、相关高校教师和学生有所帮助,也希望对广大科技俄语翻译工作者有所裨益。

感谢中航工业空气动力研究院李聪研究员、刘铁忠研究员和中航工业沈阳飞机设计研究所王孜孜研究员对本书的大力推荐,感谢本专著作者俄罗斯中央空气流体动力学研究院教授 A. И. 热兰尼科夫教授在译著翻译过程中的问题解答,感谢国防工业出版社装备科技翻译图书基金的赞助出版,也感谢我的家人在翻译过程中给予的大力支持。

马菊红

2013年2月

序

对各种飞机,尤其是干线飞机和重型运输机后边的涡流迹进行研究具有实际学术意义。来自机翼后边的涡流迹会长期存在,在距飞机 10~12km 处消失。其他飞机,尤其是轻型飞机落入重型飞机的涡流迹中可能会产生灾难性后果。由于被加油飞机落入加油机近涡流迹中具有危险性,所以对空中加油过程的涡流迹研究特别迫切。

对飞机在起飞和着陆状态飞机的涡流迹进行研究非常重要,这时的涡流迹会在机场表面附近传播,会对正在起飞或着陆的飞机,以及落入起飞或着陆飞机涡流迹的飞机产生极大危险。对有大量起降的机场来说研究涡流迹非常重要,正是因为存在上述危险,所以要限制机场的通过能力。

在航空领域先进的国家对涡流迹的理论研究发展迅速,为此采用了各种紊流数学模拟方法:基于纳维—斯托克斯方程的直接数值模拟法,以纳维—斯托克斯方程为基础、考虑到亚格子尺度的

大涡模拟法,以及在通过某一湍流微分模型闭合的雷诺方程基础上的模拟方法。上述方法在国内外学者的著作中已得到运用。

还要强调指出的是,对重型飞机及轻型飞机后边的涡流迹在风洞中试验研究以及实物飞行研究非常重要。

俄罗斯旋涡飞机理论研究的创始人是 C. M. 别洛采尔科夫斯基,他证实了根据他所发展的离散涡方法该问题可以得到成功解决。

请读者注意的是,在茹科夫斯基空军工程学院和茹科夫斯基中央空气流体动力学研究院中,C. M. 别洛采尔科夫斯基的学生及追随者的著作中都发展这种思想来模拟涡流迹。与上述方法相比,离散涡方法最简单,且实现该方法所需要消耗的机时少得多。离散涡方法既可用于计算飞机的气动特性、研究涡流迹的产生过程,也可以用于计算飞机及其他物体(航空母舰、地形起伏、城市建筑)后边涡流迹的发展。

离散涡方法在研究定常及非定常理想流体时,在粘性不大,以及在封闭描述射流、涡流迹和层流中自由紊流时 $Re \rightarrow \infty$ 都相当有效。

在很多问题的求解过程中作者都使用了经验资料,而在计算地球附近涡流迹时运用了涡流迹与诱发的或横向的、产生紊流边界层的近壁气流的相互作用。正是在边界层分离时边界层与涡流迹的相互作用才能够计算出所谓的涡流迹弹回,这时涡流迹会上升到距跑道表面 20 ~ 50m 高度。

我认为该专著的出版对于研究这一重要且复杂的问题具有重大贡献。

O. M. 别洛采尔科夫斯基院士

前言

该专著旨在研究数值模拟飞机后边的涡流迹。

目前世界很多国家的航空专家都面临着一个相当迫切的问题:到2015年民用飞机空中运载量预计增加1.5~2倍,如何确保机场所需的通过能力,同时还要减少2/3空中运输事故。实现这些计划的主要困难之一是保证飞行不会由于涡流而产生危险。这一问题的实质是任何飞行的飞机在大气中都会长期留下涡流迹,这对落入其中的其他飞机会产生威胁。这种有威胁的涡流迹对于干线飞机的存在范围取决于大气状态,可能达到10~12km,有时甚至会达到15km。在更远的距离上涡流迹消失。它消失的原因是涡流的自然耗散及其他效应。由于水蒸气的冷凝作用有时涡流迹可以被地面观察者观察到。

涡流迹取决于飞机布局、飞行质量、飞行姿态、大气状态、飞行速度及高度。在自然力的作用下涡流迹在低于飞机轨迹50~300m的高度上下降,并由于风的作用及地面的影响水平移动。在较大

高度上飞行时,飞机的远涡流迹是两条旋向相反平行下降的涡带。其中每一条涡带的环流都会随时间的流逝而减少,这是由于不同符号的涡流相互渗透(扩散)的结果。飞机在紊流大气中飞行时过高的紊流度会加强涡带外部区域涡流的扩散,这会再度增加每一条涡带的环流损失。目前存在各种经验公式,可以用来计算在较低大气紊流度情况下的环流损失。

在飞机起飞和着陆状态中还会产生飞机涡流迹与机场表面的相互作用问题。随着机场负载量的不断增加研究这一问题的意义显得尤为重大。欧盟的很多国家、美国、俄罗斯、中国和印度都对该问题感到担忧。对涡流迹与地面相互作用的无粘性逼近计算可以得到已知结果,根据这一结果飞机的涡流系统(隔热板附近旋向相反的两个涡流及其对隔热板的两个镜反射,它们形成四极)是非定常的:两个涡流下降,并向两边横向移动。对隔热板附近机翼涡流系统最初的风洞试验研究表明,不仅尾流下降,其距离增加(正如非粘性逼近理论得到的),而且两个涡流会一定程度地上升(所谓的弹回),随后它们沿环形轨迹运动。根据试验可以证实,在机翼涡流系统隔热板平面上产生横向(顺着翼展)流动时,在隔热板上会形成边界层,而存在环形涡流运动轨迹是由边界层分离引起的。在边界层分离时进入流动的二次涡流与一次涡流相互作用,结果会形成一次涡流的环形运动轨迹和涡流的弹回。

目前在实践中实行国际民航组织规则,它按照飞机不落入涡流迹中的条件决定飞行在同一方向上飞机之间的最近距离(水平间隔)。按照这一规则最短距离由飞机的类型决定。所有飞机按条件分为三种类型:轻型(质量小于 7t),中型(质量为 7~136t)和重型(质量大于 136t)。所以,最短距离是确定的,例如,对于在重型飞机后边飞行的重型飞机最短距离为 4 海里(7.4km),对于在重型飞机后边飞行的轻型飞机最短距离为 6 海里(11km)(见文献

[1]中的图 1.1)。随着新的 A-380 型重型飞机的出现有必要增加飞机之间的安全间距。根据国际民航组织的建议(见 ICAO 9426 文件第 2 篇第 3 章附录 A),如果 A-380 后边的飞机是重型机,那么,这两个飞机的水平间距等于该飞机在重型飞机后边的间隔再加 2 海里(3.7km),如果 A-380 后边的飞机是中等或轻型机,那么,这两个飞机的水平间距等于该飞机在重型飞机后边的间隔再加 4 海里(7.4km)。

国际民航组织标准还规定了飞机在干线上的垂直梯度。必须加大空中航线的通过能力导致采用了 6 个补充飞行间距(见 RVSM 规划),且在某些飞行高度上代替传统的 2000 英尺(609.6m)采用垂直最小间距为 1000 英尺(304.8m)。

在同一跑道或在近平行跑道上起降时允许的时间间隔为 2~3min。实际上在起飞和着陆时飞机后边的涡流迹常常在外部条件作用下离开跑道,不会影响其他飞机。在这种情况下每隔 20~30s 就可以降落另一架飞机或者允许另一架飞机起飞。在其他情况下涡流迹有可能长时间在跑道上方停留,这对其他飞机会产生威胁。例如,在侧风为 1~2m/s 情况下涡流迹可能在跑道上方悬停数分钟。

很多国家的专家们会聚在专业学术实践会议上通过努力协调来创建专门的涡流安全体系。2007 年 2 月在布鲁塞尔就召开了这种例会。由于清楚进一步提高空中运输管理效率及飞行安全需要解决涡流迹问题,国际民航组织制定了对防止涡流威胁前景体系的要求。这些要求在空中运输服务手册(见 ICAO 9426 文件第 2 篇第 3 章附录 A)中有阐述。防止涡流威胁体系应该有地面设备和机载设备两个部分。并且所规定的涡流安全最小间距应该替换为相应的具体气象条件和两个具体飞机。此外,该体系应该表现出涡流迹危险区,并且对控制空中运输及飞机机组的调度不会产生

附加的负载。

建立在国际民航组织 CNS/ATM 技术基础上的俄罗斯飞行涡流安全体系能够最充分地满足这些要求^[10,12,13]。国际民航组织 CNS/ATM 技术是确保组织空中运输效率的前景手段,根据国际民航组织的全球计划,在 2010 年—2020 年前应该在全世界范围内把此技术作为空中运输服务必须的技术组成进行推广。

为了模拟和研究飞机涡流迹运用了各种理论研究方法:基于纳维—斯托克斯方程的直接数值模拟紊流运动方法(DNS),运用纳维—斯托克斯方程和亚格子紊流模型的大涡模拟方法(LES),以及对通过湍流微分模型闭合的雷诺方程求数值解方法(RANS)^[32,33]。在 C. M. 别洛采尔科夫斯基著作中提出运用离散涡方法^[7,20]来模拟飞机的涡流迹^[8]。

上述方法中信息技术最强的是 DNS 和 LES 方法,可以用来研究距地面较大和较小距离上飞机的近涡流迹和远涡流迹。特别是用这些方法可以研究大气紊流度、大气层理、平移风的影响,以及飞机涡流迹与发动机喷出气流的相互作用。在解决两条旋向相反涡带与隔热板表面相互作用模型问题时 RANS 方法非常有效。能够模拟飞机远涡流迹与地面的相互作用。

对飞机涡流迹的试验研究是通过风洞模型试验或者通过激光法(激光雷达)的飞行研究来实现的^[48]。

近些年来在模拟飞机涡流迹研究方面出版了 3 部具有重大价值的专著——文献[8,32,33]。后两本^[32,33]的基础是采用各种数值方法来求解很宽泛的问题,在文献[32]中采用了风洞试验数据和飞行试验数据。在这些著作中所阐述的数学模拟方法可以解决在较大高度飞行以及在地面附近起飞和着陆状态飞机涡流迹发展的一整套问题。作者运用数值模拟方法解答了一系列基本问题。

文献[8]是研究以离散涡方法为基础建立涡流迹的数学模型。这种方法在研究飞机涡流迹时最简单、最有效,并且结合一些通过经验总结出的规律,能够对飞机在较大高度飞行以及在地面附近起飞和着陆状态分别简单地求解相应问题。

在计算物体的分离绕流时,离散涡方法可以与非定常层流边界层和紊流边界层理论方法成功结合^[29]。在飞机的起飞和着陆状态,飞机涡流系统会在机场表面附近产生横向气流,同时会形成紊流边界层。在该边界层分离时产生的涡流会与飞机的涡流系统相互作用,结果使其严重发生形变。

用来模拟飞机涡流迹的离散涡方法的重要特点是它同样适合计算飞机的气动特性(在形成飞机的涡流迹和该涡流迹随后发生形变变成双涡系统之前)。在用这种方法求解问题时没有必要设定飞机(接通机翼增升装置)的直径、几何中心坐标。

此外,建立在离散涡方法基础上的数学模型的主要优点是灵活性和计算速度快。这些情况会使国外研究人员采用离散涡方法来模拟和研究远涡流迹的特性^[84,86,87]。

本专著的特点是首次描写了对空气螺旋桨飞机涡流迹的研究,其中所提出的方法的计算时间与建立在纳维—斯托克斯方程数值解基础上的方法相比要少3~4个数量级。在本专著中发展了著作[8]中所描述的方法,并且对一系列新问题进行了概括。

本专著共分为8章。

第1章包含有关大气紊流度、飞机涡流迹的基本知识,对涡流迹特性计算的现代数值方法进行了分析。

在第2章中描述了离散涡方法,以及在离散涡方法基础上对分离流和射流中自由紊流的模拟。

在第3章中给出了对一些飞机后边近涡流迹的模拟结果。

在第4章中描述了远涡流迹的数学模型,并列出了带涡轮发

动机飞机伊尔-76, 安-124, 波音-747 和空客 A-380 后边的涡流迹特性。

在第 5 章中提出了螺旋桨飞机后边的远涡流迹数学模型, 并给出了安-26, 安-12 和 C-130 飞机后边涡流迹的特性。

在第 6 章中描述了计算地面起伏附近风流特性的数学模型, 给出了对高山及峡谷附近气流特性的计算结果。

在第 7 章中提出了飞机在起飞和着陆状态涡流迹的数学模型, 并列出了对飞机波音-727、图-204 和伊尔-96 在起飞和着陆状态涡流迹特性的计算结果。

在第 8 章中说明了计算处在涡流迹中飞机气动特性的数学模型。给出了雅克-10 飞机处在伊尔-76, 安-124, 波音-747 和空客 A-380 飞机涡流迹中的气动特性, 苏-25 飞机处在地面起伏引起的涡流迹中的气动特性, 以及米格-31 飞机在空中加油时在伊尔-78 飞机后边涡流迹中的气动特性。

作者对允许使用其资料的同行和学生表示感谢, 他们是 Б. С. Крицкому, С. И. Некрахе, С. М. Еременко, С. А. Унтакову, А. В. Головневу, А. С. Длобе, Н. Н. Коньлову。

目录

Contents

第 1 章 基础知识	1
1.1 大气湍流	1
1.2 飞机的涡流迹	4
1.3 涡流迹的紊流性能	9
1.4 干线飞机涡尾迹的现代数值模拟方法	11
第 2 章 离散涡方法	14
2.1 问题的提出	14
2.2 离散涡方法的基本原理	18
2.3 点涡	20
2.4 涡段	21
2.5 闭合涡框	22
2.6 在离散涡方法框架内对分离流和射流中自由紊流 的模拟	23
第 3 章 孤立飞机的近涡流迹	38
3.1 飞机的系统化	38
3.2 涡流系统	39

3.3	模拟干线飞机环流的特点	40
3.4	某些飞机的近尾迹性能	41
第4章	涡轮喷气发动机飞机的远涡流尾迹	44
4.1	飞机远涡流尾迹的算法	44
4.2	远尾流的数学模型	46
4.3	检验解的存在和唯一性	48
4.4	关于远涡流迹的相似性	53
4.5	远涡流迹数学模型变换的通用模块	58
4.6	大气状态计算	60
4.7	方法适用性及所得结果置信度的检验	61
4.8	伊尔-76 飞机涡流迹的特点	64
4.9	安-124、波音-747 和空客 A-380 飞机的涡流迹特点	72
第5章	螺旋桨飞机的涡流迹	77
5.1	问题的提出	77
5.2	计算螺旋桨对远涡流迹特点的影响	78
5.3	选择漩涡数量模拟螺旋桨	84
5.4	螺旋桨飞机远涡流迹性能计算与实验数据比较实例	85
5.5	安-26 飞机涡流迹的特点	86
5.6	安-12 飞机涡流迹的特点	92
5.7	C-130 飞机涡流迹的特点	98
第6章	地面起伏附近风流情况	105
6.1	基本条件	105
6.2	问题的提出	105

6.3	求解方法和地段说明	106
6.4	计算空气流特点的实例	107
第7章	飞机起飞和着陆时远涡流迹的模拟	111
7.1	问题的提出	111
7.2	飞机近涡流迹的模拟和线性理论	114
7.3	飞机远涡流迹的近似计算	121
7.4	涡带产生横流、紊流边界层计算	123
7.5	波音-727 飞机远涡流迹的计算(考虑到边界层 对机场地面的影响), 以及计算结果与飞行实验 比较	126
7.6	对俄罗斯产干线飞机图-204 和 伊尔-96 着 陆时远涡流迹的计算	130
7.7	飞机在地面附近远涡流迹的可视化数据	133
7.8	结论与前景	136
第8章	飞机涡流迹中的空气动力性能	137
8.1	问题的提出	137
8.2	求解方法	138
8.3	方法的适用性及所得结果置信度的检验	140
8.4	处在其他飞机远涡流迹中飞机的气动性能	143
8.5	计算地形起伏引起的风流对飞机气动特性的 影响	147
8.6	涡流迹中飞机运动动力学性能的计算	149
参考文献		157

第1章

基础知识

1.1 大气湍流

湍流是介质的不规则流动,参数极其混杂,且无规律变化。这是自然界中最复杂的现象之一,对它的研究常常与哲学上洞察事物本质联系起来。著名学者卡尔曼(Т. Карман)形象地描述说,当他出现在上帝面前的时候,第一件要求启发的事情就是揭示湍流的奥秘。

大气究其实质来讲是涡动的。在大气中存在的通常是很弱的以及中度的湍流,很少的情况也会遇到波长超过200m、垂直阵风超过15m/s的强湍流。

存在两种形式气态介质及液态介质的流动:稳定流动和非定常流动,非定常流动的介质体积变化相当大,且速度参数及其他参数变化混乱。前一种流动称为层流,对于第二种流动英国物理学家Y. 汤姆森(Y. Томсон)提出了术语紊流(来源于英语 turbulent—急剧的,无规则的)。自然界以及工程中遇到的大部分流动正是属于研究较少的第二种紊流。在这种情况下人们采用统计学方法(对时间及空间求平均值)进行描述。之所以这样做是因为几乎不可能跟踪每一个流动点的脉动,这些数据不能进行具体应用。

最有实际意义的是 $Re = U_0 b / \nu$ 相当大的流动。在这一无量纲