

学校编码: 10384

分类号_____密级_____

学号: 32020101152689

UDC_____

廈門大學

碩 士 學 位 論 文

飞机尾流中 R-L 不稳定性的实验研究

Experimental Investigation of Rayleigh-Ludwig Instability
on Aircraft Wake Vortex

王俊伟

指导教师姓名: 鲍锋 教授

专业名称: 航空宇航制造工程

论文提交日期: 2013 年 5 月

论文答辩时间: 2013 年 6 月

学位授予日期: 2013 年 月

答辩委员会主席: _____

评 阅 人: _____

2013 年 5 月

厦门大学学位论文原创性声明

本人呈交的学位论文是本人在导师指导下，独立完成的研究成果。本人在论文写作中参考其他个人或集体已经发表的研究成果，均在文中以适当方式明确标明，并符合法律规范和《厦门大学研究生学术活动规范（试行）》。

另外，该学位论文为()课题(组)的研究成果，获得()课题(组)经费或实验室的资助，在()实验室完成。(请在以上括号内填写课题或课题组负责人或实验室名称，未有此项声明内容的，可以不作特别声明。)

声明人(签名):

年 月 日

厦门大学学位论文著作权使用声明

本人同意厦门大学根据《中华人民共和国学位条例暂行实施办法》等规定保留和使用此学位论文，并向主管部门或其指定机构送交学位论文（包括纸质版和电子版），允许学位论文进入厦门大学图书馆及其数据库被查阅、借阅。本人同意厦门大学将学位论文加入全国博士、硕士学位论文共建单位数据库进行检索，将学位论文的标题和摘要汇编出版，采用影印、缩印或者其它方式合理复制学位论文。

本学位论文属于：

1. 经厦门大学保密委员会审查核定的保密学位论文，
于 年 月 日解密，解密后适用上述授权。

2. 不保密，适用上述授权。

（请在以上相应括号内打“√”或填上相应内容。保密学位论文应是已经厦门大学保密委员会审定过的学位论文，未经厦门大学保密委员会审定的学位论文均为公开学位论文。此声明栏不填写的，默认为公开学位论文，均适用上述授权。）

声明人（签名）：

年 月 日

厦门大学博硕士学位论文摘要库

摘要

飞机尾涡是与升力相关的固有的流动现象，是流体流过有限长机翼在机翼翼尖位置卷起的具有轴向速度和切向速度的三维漩涡，它对后续切入尾流的飞机构成一定的安全威胁。因此，为了保证民航机在机场起飞和降落的安全，国际民航组织（ICAO）规定了前后飞机起降时间间隔的尾流间隔标准。根据该标准，飞机在起降过程需要与前面的飞机保持足够的安全时间间隔，但这样便减小了机场飞机的起降频率，影响了民航运输业的经济效益。为了解决该问题并提高飞机起降过程的安全性，就需要对如何控制并尽快消减机翼尾流进行探究。研究发现，通过主动引入扰动来诱发尾涡不稳定性是一种行之有效的消弱尾涡的方法。诱发尾涡的不稳定性方法多种多样，其中 Rayleigh-Ludwig 不稳定性理论具备可能在飞机上得到应用的潜力。

本文利用简化机翼模型产生一对主翼尾涡，来模拟飞机尾流涡系。通过添加扰流片引入一个与主翼尾涡大小不同、方向相反的小涡。通过改变扰流片的尺寸和形状来调节两涡之间的参数 b_1/b_2 和 Γ_1/Γ_2 ，探究诱发两涡发生 Rayleigh-Ludwig 不稳定性的最佳参数组合。本文实验工作在厦门大学流体实验室(FMPL)进行。通过染色和光切片等流动显示方法，定性研究单主翼尾涡形成和发展的过程以及双涡相互作用的过程。通过采用二维 PIV 系统定量研究单主翼尾涡发展特性以及双涡相互作用特性。

实验结果表明，在测试翼展内其数据分布的拟合线斜率接近零，说明在无外界扰动的情况下单主翼尾涡的能量持续时间很长。在添加扰流片的情况下研究了各个组合下双涡的作用过程，分析了不同参数下双涡作用的环量-翼展曲线。在本文的实验组合中，主翼尾涡的环量可以衰减到初始值的 45%-55%，这说明添加适当的扰流片能诱发主翼尾涡的 Rayleigh-Ludwig 不稳定性，加速主翼尾涡的破裂。根据不同组合下的环量衰减值不同，可知 Rayleigh-Ludwig 不稳定性是发生在一个特定的 b_1/b_2 和 Γ_1/Γ_2 参数组合范围下。本文系统性的实验结果可以为低尾流机翼的工程设计提供参考依据。

关键词：飞机尾涡；流动显示；PIV 流场测试；R-L 不稳定性；环量

Abstract

Aircraft wake vortex is an inherent phenomenon connecting with the lift-generating mechanism. It exhibits in the form of tri-dimensional vortex generated by limited wings at the wing tip. It would introduce great hazard to following flight and threaten to the flight safety. In order to ensure the aircraft safety at the airport terminal, especially during taking off, approaching and landing, a separation distance between consecutive aircrafts is proposed by the International Civil Aviation Organization (ICAO) to prevent the following aircraft from dangerous encounter into the wake turbulence. According to the separation regulation, the consecutive aircraft must maintain a safe distance during taking off and landing, which means sufficient time interval between consecutive aircrafts. Yet this would result in jammed terminals and limit the airport capability. In order to improve aircraft security, it is necessary to control the aircraft wake vortex and make them to alleviate earlier. According to former researches, there are many ways to control the wake vortex, the concept by introducing a disturbance to propose the instability of wing-tip vortex is considered to be very effective in alleviating the wake vortex. The Rayleigh-Ludwig instability is one of the most effective means to initiate pre-matured break down of wake vortex applicable to the aircraft.

In the present paper, a simplified rectangular wing is designed to generate a pair of main wing vortices. With the help of specially designed flaps, a pair of vortices was introduced, which have different strength and opposite sign with the main wing vortices. By adjusting the parameters of b_1/b_2 and Γ_1/Γ_2 between two vortices by changing the size and shape of flaps, the most promisable parameter combinations were studied carefully. The experiment was carried out in the Water-Towing-Tank (FMPL) of Xiamen University. With the help of flow visualization, the formation and evolution of single vortex is revealed, as well as the interaction process of double vortices. By using the 2-D PIV system, the single vortex characteristics and that of dual-vortices instability are systematically studied. The PIV data are analyzed to

obtain the flow field information of single vortex, and characteristics of circulation with respect to the wing span.

The result shows that the single vortex strength is very strong and could last for a long time if there is no disturbance introduced. The interaction process of double vortices is analyzed to study the motion characteristics of the double vortex while there is a favorable disturbance introduced by the tailored flaps. The results illustrate that the strength of the main wing vortex could be alleviated by 35%-45% for the most favorable parameter combinations. As a result, the Rayleigh-Ludwig instability could be triggered by favorable tailored flaps, and a pre-matured break down of main wing vortex is initialized. There exist a range of parameter combinations (b_1/b_2 and Γ_1/Γ_2), for which the Rayleigh-Ludwig instability is triggered most effectively. A data base for proposing the applicable flap designs for new concept wings with low wake strength is established.

Keywords : Aircraft wake vortex; Flow-visualization; PIV flow measurement; Rayleigh-Ludwig instability; Circulation

符号说明

a: 矩形扰流片沿轴向长度[mm]

b: 矩形扰流片沿翼展方向长度[mm]

b_0 : 机翼翼展[mm]

b_1 : 两扰流片之间距离[mm]

b_2 : 两主翼涡之间距离[mm]

r: 圆形扰流片半径[mm]

α : 机翼攻角[°]

α_0 : 圆形扰流片角度[°]

H: 自由液面高度

V: 台车控制面板速度值

V_0 : 台车实际速度即来流速度[m/s]

A: 环量积分区域面积[m²]

N: 采样张数

f: 采样频率[Hz]

ω : 涡量[1/s]

Γ : 环量[m²/s]

Γ_0 : 第零个翼展位置环量[m²/s]

Γ_1 : 主翼涡环量[m²/s]

Γ_2 : 扰流片小涡环量[m²/s]

Γ_n : 第 n 个翼展位置环量[m²/s]

目 录

第一章 绪论	1
1.1 飞机尾涡	1
1.1.1 尾流概述.....	1
1.1.2 尾涡的发展过程.....	2
1.1.3 翼尖尾涡的强度.....	3
1.2 尾涡的危害	4
1.3 尾涡间隔标准	5
1.4 国内外研究现状	8
1.4.1 国外.....	8
1.4.2 国内.....	10
1.5 本文所做工作	12
第二章 尾涡不稳定性理论	13
2.1 尾流控制方法概述	13
2.2 Crow 不稳定性理论.....	13
2.3 Rayleigh-Ludwig 不稳定性理论.....	14
2.4 Helical 不稳定性	16
2.5 本章小结	16
第三章 实验设备	17
3.1 FMPL 简介	17
3.2 多功能精密循环水槽系统	17
3.3 拖曳台车及六分量测力天平	19
3.4 二维 PIV 测试系统.....	20
3.4.1 PIV 测试原理	21
3.4.2 示踪粒子.....	22
3.4.3 激光照明及导光系统.....	24
3.4.4 图像信息采集系统.....	26

3.5 本章小结	28
第四章 实验模型与方法	29
4.1 实验模型	29
4.1.1 机翼模型.....	29
4.1.2 扰流片.....	31
4.2 实验方法	34
4.3 本章小结	36
第五章 尾涡相互作用的定性研究	37
5.1 定性流动显示方法概述	37
5.2 矩形扰流片的双涡流动显示实验	37
5.2.1 流动显示实验设置.....	38
5.2.2 扰流片 $b=60\text{mm}$	39
5.2.3 扰流片 $b=55\text{mm}$	43
5.2.4 扰流片 $b=50\text{mm}$	45
5.2.5 扰流片 $b=45\text{mm}$	48
5.2.6 扰流片 $b=40\text{mm}$	50
5.3 圆弧形扰流片流动显示实验	51
5.3.1 扰流片 $r=55\text{mm}$	51
5.3.2 扰流片 $r=50\text{mm}$	54
5.3.3 扰流片 $r=45\text{mm}$	56
5.3.4 扰流片 $r=40\text{mm}$	58
5.4 双涡相互作用特性定性分析	59
5.5 无扰流片单涡流动显示实验	60
5.5.1 来流速度为 0.5m/s	61
5.5.2 来流速度为 0.4m/s	63
5.5.3 来流速度为 0.3m/s	64
5.5.4 单主翼涡发展特性定性分析.....	64
5.6 本章小结	65
第六章 Rayleigh-Ludwig 不稳定性的定量 PIV 研究.....	67

6.1 PIV 实验方法	67
6.2 PIV 后处理方法介绍	70
6.3 有扰流片 PIV 实验	73
6.3.1 主翼涡速度矢量图分析.....	73
6.3.2 主翼涡涡量图分析.....	77
6.3.3 主翼涡环量分析.....	81
6.4 有扰流片 PIV 实验	83
6.4.1 双涡相互作用速度矢量图分析.....	83
6.4.2 双涡相互作用涡量图分析.....	87
6.4.3 双涡相互作用环量分析.....	91
6.5 本章小结	96
第七章 总结与展望	97
7.1 本文研究内容总结	97
7.1.1 无扰流片单主翼涡形成及发展总结.....	97
7.1.2 矩形扰流片双涡相互作用总结.....	98
7.1.3 圆弧形扰流片双涡相互作用总结.....	99
7.1.4 小结.....	100
7.2 展望	101
参考文献	103
作者在攻读硕士学位期间发表的论文	107
致 谢	108

Catalogue

Chapter 1 Introduction	1
1.1 Aircraft Wake Vortex	1
1.1.1 Overview	1
1.1.2 Development Process of Wake vortex	2
1.1.3 Strength and Grade of Tip Vortex	3
1.2 Hazard of Wake Vortex	4
1.3 Separation Standard of Wake Vortex.....	5
1.4 Research Status of Domestic and Overseas	8
1.4.1 Overseas	8
1.4.2 Domestic	10
1.5 Work Contents of This Paper	12
Chapter 2 Theory of Wake Vortex Instability	13
2.1 Overview of Wake Vortex Control Method	13
2.2 Theory of Crow Instability	13
2.3 Theory of Rayleigh-Ludwig Instability.....	14
2.4 Theory of Helical Instability	16
2.5 Chapter Summary.....	16
Chapter 3 Experiment Facilities.....	17
3.1 Introduction of FMPL	17
3.2 Multifunctional Precision Circulating Water Tank	17
3.3 Trolley and Six-components Balance System	19
3.4 2-D PIV Test System	20
3.4.1 Principle of PIV	21
3.4.2 Seeding.....	22
3.4.3 Laser Illumination System	25
3.4.4 Image Information Capture System	26

3.5 Chapter Summary	28
Chapter 4 Experiment Model and Method	29
4.1 Experiment Model	29
4.1.1 Wing model.....	29
4.1.2 Vortex Generator	31
4.2 Experiment Method	34
4.3 Chapter Summary	36
Chapter 5 Qualitative Research of Rayleigh-Ludwig Instability	37
5.1 Overview of Flow Visualization	37
5.2 Flow Visualization Experiment of Rectangle Flaps	37
5.2.1 Experiment Set-up	38
5.2.2 Flap b=60mm.....	39
5.2.3 Flap b=55mm.....	43
5.2.4 Flap b=50mm.....	45
5.2.5 Flap b=45mm.....	48
5.2.6 Flap b=40mm.....	50
5.3 Flow Visualization Experiment of Circular Arc Flaps	51
5.3.1 Flap r=55mm.....	51
5.3.2 Flap r=50mm.....	54
5.3.3 Flap r=45mm.....	56
5.3.4 Flap r=40mm.....	58
5.4 Qualitative Analysis of Dual-vortex Characteristic	59
5.5 Single-vortex Flow Visualization without Flaps	60
5.5.1 Inflow Velocity is 0.5m/s	61
5.5.2 Inflow Velocity is 0.4m/s	63
5.5.3 Inflow Velocity is 0.3m/s	64
5.5.4 Qualitative Analysis of Single-vortex Characteristic.....	64
5.6 Chapter Summary	65
Chapter 6 Quantitative Research of Rayleigh-Ludwig Instability	67

6.1 Experiment Method of PIV	67
6.2 Introduction of PIV Process Method.....	70
6.3 Experiment of PIV without Flaps.....	69
6.3.1 Analysis of Main-wing Vortex Velocity Vector Map	70
6.3.2 Analysis of Main-wing Vortex Scalar Map.....	76
6.3.3 Analysis of Main-wing Vortex Circulation	80
6.4 Experiment of PIV with Flaps	82
6.4.1 Analysis of Dual-vortex Vector Map	82
6.4.2 Analysis of Dual-vortex Scalar Map.....	86
6.4.3 Analysis of Dual-vortex Circulation.....	90
6.5 Chapter Summary.....	95
Chapter 7 Conclusion and Prospect.....	97
7.1 Conclusion of This Paper	97
7.1.1 The Formation and Development Process of Single-vortex	97
7.1.2 The Interaction Process of Dual-vortex with Rectangle Flaps	98
7.1.3 The Interaction Process of Dual-vortex with Circular Arc Flaps.....	99
7.1.4 Summary	100
7.2 Prospect.....	101
References.....	103
Publications	107
Acknowledgements	108

第一章 绪论

1.1 飞机尾涡

1.1.1 尾流概述

飞机尾涡，也称飞机尾流，是飞机在产生升力的过程中在机翼端部卷绕形成的，因此它的形成可以说是不可避免的。一般在民用航空领域中所描述的尾流，是指飞机在起飞和降落的过程中，在机翼后方形成的一对大小相同、方向相反、具有对称性的旋涡。

根据空气动力学可知，三维机翼在产生升力的过程中，其下翼面的压力大于上翼面，而真实飞机中机翼的长度不会是无限长的。因此在翼尖处，下翼面的空气就会绕过翼尖，往上翼面方向流动，而空气相对于飞机而言又同时具有向后运动的速度，因此在翼尖位置就会形成向上卷起的两个方向相反、相互对称的翼尖涡。如图 1.1 所示。

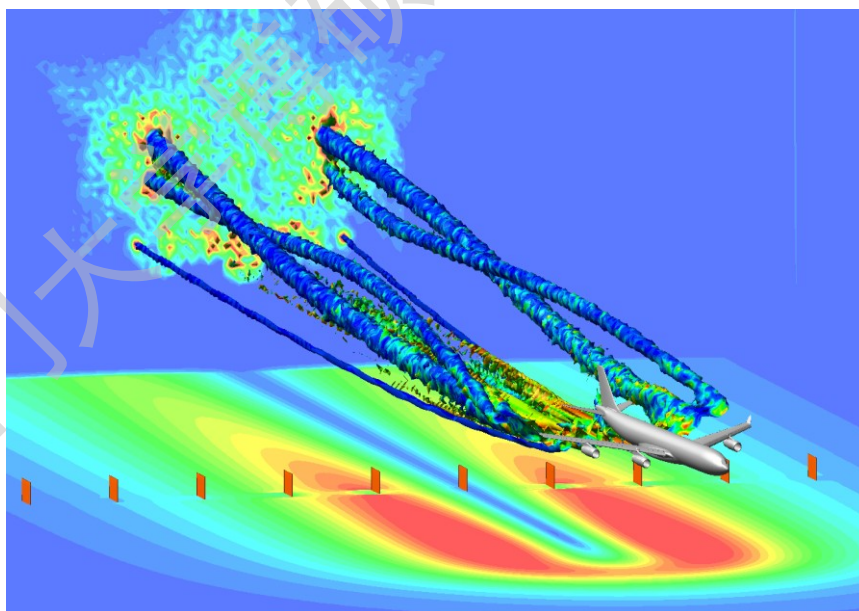


图1.1 大型运输机所形成的尾流示意图

从图 1.1 可以看到机翼后方有六根涡管产生，两个大的涡管为翼尖产生，即尾流，同时由于翼尖小翼和襟翼的存在，在机翼后方产生了四个较小的涡缠绕两个主涡运动。

在尾涡形成之后，两个尾涡具有旋度场，所以两个尾涡外侧流体向上运动，俗称上洗；但是由于两个尾涡之间的相互诱导和重力作用，两个尾涡内测流体将向下运动，俗称下洗作用。图 1.2 给出了两个尾涡下洗和上洗运动的示意图。

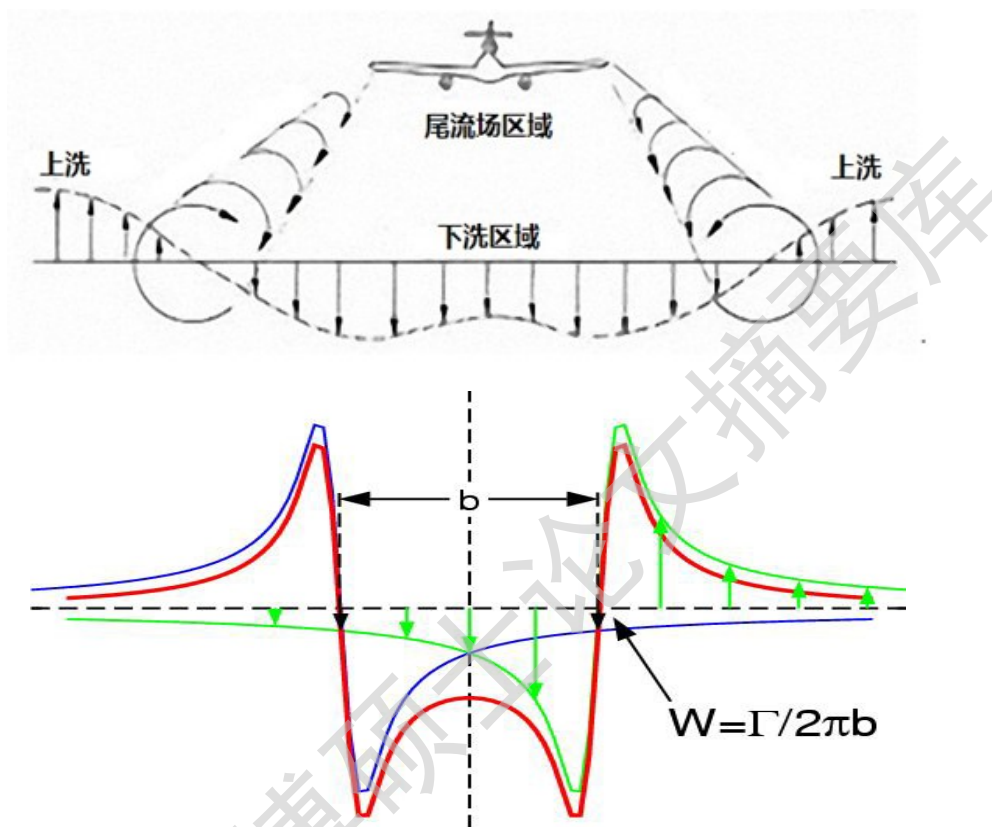


图1.2 尾涡的上洗和下洗运动示意图

1.1.2 尾涡的发展过程

尾流形成后，其发展过程一般可以分为四个阶段：

超近区尾流。这个区域非常接近机翼，一般是机身后一个翼展长度位置附近的区域。在这个区域里，翼尖涡开始形成，机翼下方的气流向机翼上方流动，同时襟翼等装置也不断的产生脱落涡。

近区尾流。该部分区域定义为从超近区往后，不超过 10 个翼展的区域，它是尾涡完全卷起，真正形成的区域。由翼尖卷起的气流不断旋转并向后运动，同时将襟翼等脱落下来的涡一起卷入到翼尖的两个大涡里，形成了两个具有很大能量的尾涡。

中区尾流。中区尾流一般是指从尾涡完全形成后的近区向后 100 个翼展位置的区域，在这个区域里，由于两个涡之间相互的诱导作用，他们在向后运动的同

Degree papers are in the "[Xiamen University Electronic Theses and Dissertations Database](#)". Full texts are available in the following ways:

1. If your library is a CALIS member libraries, please log on <http://etd.calis.edu.cn/> and submit requests online, or consult the interlibrary loan department in your library.
2. For users of non-CALIS member libraries, please mail to etd@xmu.edu.cn for delivery details.

厦门大学博硕士论文摘要库