

进气道与发动机匹配专题

目 录 索 引

第三机械工业部第六二八研究所

一九七六年十一月

说 明

一、本索引所列文献限于 1973 年以后，1973 年以前的文献可查找原 628 所 1973 年 4 月出版的《航空资料通报》增刊 2 号《国外进气道目录索引》和原 301 所 1972 年 2 月出版的《国外航空科技资料索引》增刊 1 号。此外，606 所于 1975 年 3 月还出版过《航空发动机压气机进口流场畸变问题专题索引》。

二、文中所列馆藏单位，628 所即原 628 所；628 所*是原 301 所（即现 628 所百万庄部分）；科技情报所是中国科技情报研究所；749 部队是中国人民解放军总字 749 部队。

三、标有“已译”字样的文献，凡未写翻译单位的，可到 628 所查找出处。

目 录

飞机机体与推进系统匹配.....	(1)
进气道与发动机匹配.....	(3)
进气道与飞机前段匹配.....	(11)
尾喷管与飞机后体匹配.....	(13)
进气道设计.....	(18)
压气机设计.....	(22)
推进装置匹配试验.....	(23)
试验技术、试验设备.....	(27)
畸变指数.....	(36)
进气压力畸变和温度畸变.....	(37)
垂直起落飞机与发动机匹配.....	(40)

飞机机体与推进系统匹配

飞机机体/推进系统的互相影响——超音速飞机飞行控制中的一个重要因素

73-831

Airframe/Propulsion System Integration—An Important Factor in Supersonic Aircraft Flight Control, 1973-8-20-22

AIAA Guidance and Control Conference

科技情报 (4212521 4222403) AIAA paper No.

本文通过对 YF-12 和 XB-70 飞行经验的研究,说明机体和推进系统的相互干扰在飞行操纵中是很重要的。文中介绍了 YF-12 的特点、纵向干扰、侧向干扰、进气道不起动以及未来计划等情况。

飞机部件之间的气动力干扰: 预算的可能性
Aerodynamic Interference between Aircraft Components; The possibility of prediction, 1972, 8.28-9.2, P.1-10

ICAS 72-49

628 所

M3 巡航机的横向骨架和推进系统的相互干扰分析

Analysis of a Lateral-Directional Airframe/Propulsion System Interaction of a Mach 3 Cruise Aircraft 1972, P.8

科技情报所 4198947

未来飞机系统设计中机体和动力装置的匹配
Airframe-Propulsion Integration for Future Aircraft System 1968.5, P.1-20

SAE 680288

628 所*

着重介绍多用途飞机进气道设计及其干扰问题

飞机机体与发动机匹配 (文集)

Airframe/Engine Intergration 1972.5, P. 204 AD-744595、AGARD LS-53

共七篇文章

749 部队 628 所 628 所*

飞机设计师对某些飞机机体和发动机匹配方案的评论

An Aircraft Designer's Review of Some Airframe and Engine Integration Concepts, 1972.6

628 所

(W) 40518, N73-307507

科技情报所 4197848

介绍埋入式发动机安装,在吸入机身附面层情况下飞机与发动机的匹配问题,以及利用发动机排气增升的一些匹配问题。主要是针对高亚音速和跨音速的运输机。

超音速巡航机机体/推进装置的联合控制

Cooperative Airframe/propulsion Control for supersonic Cruise Aircraft, 1974.4.30-5.2, P.1-7

Air Transportation Meeting

科技情报所 (4231069)

直升机推进系统的动态相容性

Dynamic Compatibility of Helicopter propulsion systems AD 750387, 1972, P.506-520

科技情报所 7088647 628 所

介绍直升机推进系统的结构(如振动)和气动的动态相容性

一体化推进系统调节系统的研制

Development of An Integrated Propulsion Control System 1975.9.29-10.1, P.1-14

AIAA 75-1178

628 所

发动机综合设计和推力/阻力确定
Engine Intergration and Thrust Drag De-
finition Airframe/Engine Integration
1972, P.7-1-7-21
AGARD-LS-53 (AD 744595)
628 所* 628 所
介绍发动机/飞机构架相互干扰的影响

发动机/飞机相互干扰问题—问题的定义和有关的
基本流体动力现象
Engine Airplane Interference Definition
of the problem and Related Basic Fluid
Dynamic Phenomena
Airframe/Engine Integration
1972, P.1-1~1-12
AGARD-LS-53 (AD 744595)
628 所* 628 所 科技情报所 7088591

F-15 推进系统的设计和发展
F-15 Propulsion System Design and Dev-
elopment
AIAA 75-1042
628 所

F-12 飞机推进系统性能及发展
F-12 Series Aircraft Propulsion System
Performance and Development
AIAA 73-831 P.1-9
628 所

两种升力风扇布局形式的进气道和喷气流经机
翼的气流的影响
Intake and Jet Effects of Two Lift Fan
Configurations on Flow Past a Wing
1970, 10, P.1-54
NASA TTF-13277
628 所*

第十届国家关于环境对飞机和发动机系统的影
响会议录(其中有关匹配问题的文章有六篇)
Proceedings of the Tenth National Con-
ference on Environmental Effects on Air-
craft and propulsion 1971, 5, 18-20 P.1-
352
628 所 (W 710112-113, 720612-613)

B-1 轰炸机推进系统布局的发展
Propulsion System Configuration Develop-
ment for B-1 Strategic Bombor
AIAA 75-1040 P.1-11
628 所

美国第二届全国流体动力会议文集(第二十
三卷)
Proceedings of the National Conference
on fluid Power 1969, 10 P.1-388
628 所* (32776)

推进系统安装修正的快速计算法
Rapid Calculation of Propulsion System
Installation Corrections
AIAA Paper No.74-1174
628 所* 628 所

文本提出一种计算程序,以帮助鉴定推进系统
的安装性能。还介绍了用于按安装影响来修正
非安装发动机数据的计算程序的计算机大纲。
结果表明,计算和测量得的安装修正系数的结
果是一致的。

飞机骨架/发动机综合讨论圆桌会议
Round Table Discussion on Airframe/
Engine integration
AGARD-LS-53, AD 744595
1972, V, P

科技情报所 7088591
共七篇文章

1. 进气道与飞机相互干扰和匹配问题
2. 试验决定的进气道特性和进气道的相互干
扰
3. 喷口机体的相互干扰和匹配
4. 试验决定的喷口特性和喷口机体的相互干

扰

5. 发动机进气道的动特性
6. 发动机一体性和推力/阻力定义
7. 发动机飞机相互干扰问题的定义和有关的基本流体动力现象

飞机机体—推进系统匹配的技术进展
Technological Advances in Airframe-Propulsion Integration

ICAS Paper No 72-18 P.1-16

628 所 628 所*

讨论 F-111 飞机进气系统与 TF 30 发动机的匹配问题 (已译)

最大使用效率的动力装置的设计
Team Approach to power plant Design for Maximum Operational Effectiveness

SAE 710778 P.1~7

628 所*

本文介绍了在 DC-10 民航机发动机的设计过程中, 飞机制造商、发动机制造商和航线使用者共同组成设计领导小组互相配合的经验

发动机—机体结合的高超音速飞行器研究
Studies of Engine-Airframe Integrated Hypersonic Vehicles 1972, P.32

(NASA CR-112300) NASA N73-20022

749 部队 科技情报所 5014892

文中探讨了高超音速 (M4-12) 飞行时发动机和机体的匹配问题

目前空气发动机研究的一些领域
Some Current Areas of Interest in Air-Breathing Propulsion Research

(Research in the Gas Dynamics of Jet Engines) 1969, 12, P.67-75

AD 703974

628 所* 科技情报所

第二届国际空气喷气发动机会议录
Second International Symposium on Air Breathing

1974, 3, 24~29

628 所 (W750258)

未来飞机系统的飞机机体—推进装置匹配
《国外航空科技》1975, 总 48 号

628 所

(译自 SAE 680288)

推进系统的性能匹配

《国外航空技术》发动机类 35 号 1975, 10, 100

628 所

(译自 AD703974)

英国罗尔斯·罗伊斯公司考察资料

《国外航空科技考察资料》No.009 1973, 11, 12

628 所*

进气道与发动机匹配

飞机进气道和涡轮风扇发动机相容性鉴定方法
Aircraft Inlet and Turbofan Engine Compatibility Assessment Techniques

1971, 5, 18-20 P.1-12

628 所 (W710112-113, 720612-613) 628 所* (33275, 34767)

科技情报所 (4185226)

本文简要介绍了进气道—发动机流量匹配和畸变现象的理论和评价过程。

发动机—进气道匹配的分析

An Analysis of Turbojet-engine Inlet Matching

NACA TN 1953 No.3012

628*所

超音速进气道问题

Air Intake Problems In Supersonic Propulsion 1958

AGARDograph 27

科技情报所 1430282 628 所 (W719474)

译文载《航空技术报导》1959.8.P.1-14 发动机类

主要内容: 总压恢复系数—阻力—进气道不稳定工作, 流动的不均匀, 进气道和发动机的共同工作。

进气道气流畸变和紊流对压气机稳定性影响的分析

Analysis of Inlet Flow Distortion and Turbulence Effects on Compressor Stability NASA CR 114577 1973.3 P.1-220

628 所 (N 73-21693) 科技情报所 5015651

用分析法确定稳态周向总压畸变对压气机失速压比损失的影响。全尺寸发动机和压气机风扇部件试验数据用来对分析作直接的鉴定。结果证实了这项研究的基本假设。试验表明, 压气机对周向畸变的敏感性直接取决于叶片弦长。本文还提出典型进气道紊流分析模型, 以研究随时间变化畸变对压气机稳定性的影响。通过与 M3 混合压缩进气道的试验结果比较, 结果极为一致。

M 数 2.17 时 F-111A 飞机由于飞行任务中压力波动引起的发动机压气机喘振分析

Analysis of in-Flight Pressure Fluctuations Leading to Engine Compressor Surge in an F-111A Airplane for Mach Number to 2.17

AIAA 70-621 P.1-8

628 所 628 所*

为确定导致压气机喘振的进气道压力波动的特性而进行的 F-111A 飞行试验, 共分析了 22 次压气机喘振, M 数范围达到 2.17, 还讨论了预测压气机喘振平均紊流因数的使用限制。

瞬时涡度对压气机性能影响的解析分析

An analytical Analysis of the effects of Instantaneous Vorticity on Compressor Performance

AD 768415

1973.6, P.1-85

628 所*

进气畸变和紊流相互作用的综合解析法

Analytical Methode for Combining the Interaction of Inlet Distortion and Turbulence

Journal of Aircraft 1972.9, P.636-641

628 所 628 所*

大毂尖比多级轴向式压气机的进气流畸变问题 The Development of Inlet Flow Distortions in Multi-Stage Axial Compressor of High Hub-Tip Ratio

ICAS Paper No.72-20 P.1-17

628 所*

在起飞时和 M 数 2.5 压气机失速前 XB-70 进气道压力波动的动态分析

Dynamic Analysis of XB-70-1 Inlet Pressure Fluctuations during Take off and Prior to a Compressor Stall at Mach 2.5 NASA TN D-5826 1970.6 P.1-56

628 所*

空气喷气发动机与超音速进气道的匹配 (法文)

Die Anpassung Zwischen Luftatmendem Triebwerk und ÜberSchalleinlauf 1970.8, S.1-60

628 所 (NW 750074)

喷气发动机与超音速进气道的匹配 (德文)

Die Anpassung Zwischen Luftatmenden Triebwerk und Überschalleinlauf, S.1-60

628 所 (NW 731065-1066)

畸变与紊流的相互作用—评价发动机进气道相容性的一种方法

Distortion and Turbulence Interaction—A Method for Evaluating Engine Inlet Compatibility

Journal of Aircraft 1972, 1 (9) No. 1 P. 16-22

介绍评价超音速飞机进气道稳态压力畸变和随孔压力波动的方法, 以确定 TF30 进气道的相容性。这种技术是几年来由 TF30/F111 相容性研究发展来的。(已译)

飞机进气道中的凝结对安装的涡轮风扇发动机性能的影响

The Effect of Condensation Within an Aircraft Inlet Duct on Installed Turbofan Engine Performance

Proceedings of the Tenth National Conference on Environmental Effect on Aircraft and Propulsion Systems

1971, P. 9-1~9-10

628 所* 科技情报所 4185226

安装在 A-7 飞机上的 TF30-P-6 和 P-8 发动机在外界大气相对温度水平改变时对发动机性能的影响

发动机进气道扰动对发动机失速性能的影响
Effects of Engine Inlet Disturbance on Engine Stall Performance

NASA SP259 1970, 11, 18-19, P. 313-319

(译文载《国外航空技术》发动机类 28 号, 1974 年 9 月 30 日)

628 所 628 所*

进气道畸变对涡轮风扇发动机低速转子性能和稳定性的影响

The Effect of Inlet Distortion on the Performance and Stability of Low-Speed Spool of a Turbofan Engine

AIAA 74-234 P. 1-11

628 所(已译)

在双流路线试验设备上研究 180° 周向、毂部径向和尖部径向畸变对低压(风扇)和中压压气机性能、稳定性的影响。文中还谈到了这三种畸变通过压气机的衰减情况。

超音速运输机发动机进气道的相容性

Engine Air Inlet Compatibility for The Supersonic Transport

SAE Transactions 1966 (Vol. 74) P. 971-985

628 所(SAE 650225)

文章主要谈流量匹配问题, 未讲畸变问题, 匹配问题谈的很详细, 易懂。共分两部分, 一讨论进气道与发动机性能之间的关系。二讨论控制进气道以获得安全有效工作的问题。

发动机/进气道的相容性分析方法

Engine/Inlet Compatibility Analysis Procedure

Journal of Aircraft 1971, 5 (8) No. 5, P.

301-307

628 所 628 所*

发动机进气道的相容性

Engine Intake Compatibility

628 所(NW 740078)

简要介绍匹配的主要领域和匹配性能的产生过程(方框图), 以及模拟发动机喷流的飞机风洞试验的一些结构安排图

发动机对进气道气流畸变的响应

Engine Response to Inlet Airflow Distortion

Review of Current and Projected Aspects of Turbine Engine Performance Evaluation

AD 744587 1972, 2, P. 31-66

628 所*

这份报告包括 4 篇文章。第一篇模拟发动机稳态工作的数字计算机方法问题; 第二篇讨论进气道气流畸变; 第三篇与发动机操纵系统有关的问题和发动机瞬态工作的计算机模拟问题, 第四篇多用途飞机武器系统的性能预测。

周向畸变对轴流压气机影响借助平行压气机理论和动失速延滞的计算

Estimated Effect of Circumferential Distortion on Axial Compressors Using

Parallel Compressor Theory and Dynamic Stall Delay

AIAA Paper No. 74-233 P. 1-4 (已译),

628 所科技情报所 4217695

高 M 数跨音速 (风洞和压气机) 范围和畸变容限的研究

Evaluation of Range and Distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Stages

NASA CR-72720 1970.7 P.1-113

628 所 科技情报所 5003847

设计了两个跨音速单级压气级, 用以研究高叶尖速度级的效率、重量流量范围和畸变容限, 并确定变几何叶栅对改进非设计性能的能力。第一个压气机采用现有的 1400 呎/秒叶尖速度, 多圆弧转子和一个新的与之相匹配的静子级压比为 1.617; 重量流量为 219.4 磅/秒; 第二个压气机有变弯度进气导向叶片、1500 呎/秒叶尖速度和一个变安装角的静子, 级压比为 1.659; 重量流量为 226 磅/秒。

用于高 M 数跨音速风扇级的范围和畸变容限的评价 (卷 1)

Evaluation of Range and Distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Fan Stages Vol.1

NASA-82862 N 71-25469

GEL-GE-R-71-AEG-149 1971.P.203

科技情报所 5008603

高 M 数跨音速风扇级范围和畸变容限的评价

Evaluation of range and Distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Fan Stages Vol.1; Final Report 1971.P.1-194

NASA CR-72806

科技情报所 (5015560)

高 M 数跨音速风扇级畸变容限和范围的研究

Evaluation of Range and distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Fan Stages

Taske I Stage Final Report Vol.2,

NASA CR-72964, N 71-33169

General Electric Co R71-AEG-133 1971.

P.116

科技情报所 5007593

关于畸变网格产生的总压畸变对涡轮喷气发动机失速裕度影响的试验研究

Experimental Investigation of The Effect of Screen-Induced Total-Pressure Distortion on Turbojet Stall Margin

NASA TM X-2239 1971.3 P.1-54

608 所 (已译)

科技情报所 5008505

周向、径向和双向畸变对 J85-GE-13 涡轮喷气发动机失速裕度的影响

涡轮风扇发动机稳定性的探讨性研究

Exploratory Research into Turbofan Stability Performance

AFAPL-TR-73-96, GMC-Allison-EDR-7920, AD771074

科技情报所 (7096625) 628 所

为了改进高速外函道效率和核心流压比而不致降低失速极限, 重新设计了一台发动机的低压和中压压缩系统。结果低压压气机效率提高 2.1%, 核心流压比从 3.36 增加到 3.53, 流量比从 0.80 减到 0.71。性能改进后, 从得到的喘振线资料证实, 稳定性没有下降, 畸变的容限稍有改进, 畸变的衰减是极好的。

大 M 数跨音速风扇级流量范围和畸变容限的鉴定

Evaluation of Range and Distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Fan Stages

NASA CR-72880 1972.6 P.1-224

628 所*

F-111 飞机飞行试验中的 TF30 发动机出现的问题及所作的改进情况

《国外航空科技译文选》1967.10.8 总字 106 号

628 所

(译自《Aviation Week》1966 年 3 月 28 日, 第 68~75 页)

进气畸变和涡轮机的叶片振动
Inlet Distortion and Blade Vibration in
Turbomachinery
Second International Symposium on Air
Breathing Engine 1974, 3, 24-29 P. 1-10
628 所 (W 750258)

超音速运输机进气道—发动机排气喷管之间的
气流匹配
Inlet Duct-Engine Exhaust Nozzle Airflow
Matching for The Supersonic Transport
The Aeronautical Journal 1968, 6, P. 490-
497
628 所
本文主要介绍进气道—发动机—喷管之间的稳
态匹配。下分：1. 进气道—发动机流量匹配
2. 进气道—喷管匹配 3. 气动力定位的排气
喷管 4. 排气喷管的流动试验

航空发动机进气道和喷管论文集
Inlets and Nozzles for Aerospace Engines
1971, 9, P. 1-505
AD 736310 (AGARD CP 91-71)
628 所 749 部队

进气道—发动机气流相容性
Inlet Duct-Engine Flow Compatibility,
1955, 6, 20-23 P. 504-519
Fifth International Aeronautical Conferen-
ce
628 所 (W 710749)

文中介绍了改善进气道与发动机相容性要作的
6 项工作：1. 设计提供良好气流分布的进气系
统 2. 研制气流分布装置；3. 设计允许适度畸
变的压气机；4. 提供充分的发动机循环裕度；
5. 研制更精确的发动机控制装置；6. 使进气道
气流分布与发动机要求相匹配。

进气道动力学与压气机的喘振
Inlet Dynamics and Compressor Surge
AIAA 69-484 P. 67-76
628 所

跨音速运输机推进系统的安装和匹配
Installation and Integration of Transonic
Transport Propulsion Systems
ASE 710762 P. 2544-2556
628 所

该文是综述性文章。跨音速推进系统的安装和
匹配是一系列复杂的折衷结果。较高的设计循
环速度给推进系统带来的限制对发动机、进气
道、附件安装、反推装置消音系统提出了一些
新问题，并使其相互依赖性更大。而面积律的
要求和跨音速范围内更敏感的空气动力学也增
加了推进系统和飞机之间的相互依赖性。

安装引起的气流畸变及其对涡轮风扇发动机风
扇噪音的影响
Installation Caused Flow Distortion and
Its Effect on Noise From a fan Designed
for Turbofan Engines
AIAA Paper No. 72-1006 P. 1-10
628 所*

M2.5、40% 内压缩的进气道中的瞬时畸变及
其对涡轮喷气发动机失速极限的影响
Instantaneous Distortion in a Mach 2.5,
40-Percent-internal-Contraction Inlet
and Its Effect on Turbojet Stall Margin
NASA TM-X-3002 1974, P. 1-40
科技情报所 (5019879)

涡轮风扇发动机超音速进气道匹配的数学模化
Integrated Match Modeling for Turbofan
and Supersonic Inlet
AIAA Paper No. 68-648 P. 1-9
科技情报所 (4159643)

本文介绍模化方案和技术，是用来对空气喷气
发动机的瞬态性能作数字模拟的，适用于快速
大振幅系统的扰动，也是为提出调节系统要求
所需的。

此外，空军也需这类模型来验证新发动机的动
态性能。本文介绍的是在发展一般目的数学模
型中最有用的那些专门的模化方案和技术。

从飞机设计者的观点谈进气道和发动机的匹配
Integration of Inlet and Engine—An Air-
plane Man's Point of View

SAE 680287 1968, 5 P. 1-6

606 所 628 所 628 所*

(译文载《国外航空科技》总 48 号, 发动机
类 2 号, 1975 年 6 月)

从发动机设计者的观点谈进气道和发动机匹配
Integration of Inlet and Engine—An En-
gine Man's Point of View

SAE 680286

628 所 628 所*

(译文载《国外航空科技》总 48 号, 发动机
类 2 号, 1975 年 6 月)

反映畸变诱导压气机失速的新方法—涡度图法
A New Approach to Distortion Induced
Compressor Stall-Vorticity Maps

AIAA Paper No. 72-1116 P. 1-17

628 所 (已译)

在目前飞机机体—发动机匹配中, 关键的试验
数据是压气机平面处的总压和总温图。按照
Crocco 氏定理, P_r 或 T_r 图可以转换成三
个涡度分量。涡度图可以看出由失速引起的压
气机内部气动力学信息, 并且, 用涡度指数可
以制定失速经验关系式的基础。
试验是用 J85 发动机来进行的。

瞬态叶栅流进气与排气边界条件的数字表示法
Numerical Representation of Inlet and
Exit Boundary Conditions in Transient
Cascade Flow 1973, P. 5

科技情报所 (4210060)

发动机失速引起的进气道超压力的计算
Prediction of Inlet Duct Overpressures
Resulting From Engine Surge

AIAA Paper No. 72-1142 P. 1-6

628 所*

由发动机喘振引起的进气道过压的估算
Prediction of Inlet Duct Overpressures
Resulting from Engine Surge

Journal of Aircraft 1973, 5 (Vol. 10 No. 5)
P. 274-278

628 所 (877B24-73)

文中提出一种估算喘振引起的最大过压的半经
验方法, 把发动机进口处的最大过压作为发动
机循环参数的函数, 这种方法适用于较长的进
气道。

进气道与尾喷管的问题

Problems on Inlet and Nozzles 1970, P. 11

科技情报所 (4179792) 628 所 (ICAS 70-47)

具有均匀进口流的 YTF30-P-1 涡轮风扇发
动机的性能和失速极限

Performance and Stall Limits of a YTF
30-P-1 Turbofan Engine With uniform
Inlet Flow

NASA TM X-1803 1969, 6, P. 1-36

628 所 (N69-27019) (已译) 科技情报所
(4166716)

进气道和发动机的匹配

R&D Pays off for Inlet/Engine Matching
Astronautics & Aeronautics 1972, 6 Vol.
10 No. 6 P. 64-67

风扇发动机失速与其他分系统的动态相互干扰
和系统性能的研究和工程研究与分析

Research and Engineering Studies and
Analysis of Fan Engine Stall, Dynamic
Interaction with other Sub-Systems and
Subsystem Performance

AD 877872 (AFAPL-TR-70-51) 1970, 7,
P. 1-419

628 所

主要谈涡轮喷气和涡轮风扇发动机在高速飞行
中的性能问题和使用问题。包括三个方面:

1. 畸变和不稳定对轴流压气机失速特性的影响
2. 数据分析和处理技术
3. 发动机的其他气动力学问题

马赫数和雷诺数对攻角达 25° 拱形体—圆柱体—截头体—圆柱体背风面涡流场特征的影响的研究成果 卷一、卷二
Result of a Study of Mach Number and Reynolds Number Effects on the Side Vortex Flow field Characteristics of an Ogive-Cylinder-Frustum-Cylinder at Angles of Attack to 25° Degrees Vol. I
NASA CR-123997, Vol. I Chrysler Corp TN-AP-72-565, N73-15307 1972, P.110
科技情报所 (5014588) 卷 2 (5014589)

进气道—发动机气流相容性的一些问题
Some Aspects of Inlet/engine Flow Compatibility
ICAS Paper No.72-19 P.1-14

628 所 (已译) (译文载西工大《进气畸变对发动机性能影响》1976 年 5 月)
本文讨论了模拟的总压畸变对多级轴向压气机性能和稳定范围的影响, 以及对涡喷和涡扇发动机影响。

稳态进口温度畸变对 J85-GE-13 涡轮喷气发动机失速极限的影响
Steady-State Inlet Temperature Distortion Effects on the Stall Limits of a J85-GE-13 Turbojet Engine
NASA TM-X-2990 1974, P.1-38
科技情报所 (5017077)

本市是刘易斯研究中心关于非均匀进口气流对发动机稳态工作边界影响研究计划的一部分。即进气道稳态空间温度畸变对 J85-GE-13 涡轮发动机稳定边界的影响。产生温度畸变的方法是在气流上游用氢气燃烧室加热。研究了 90° 、 180° 和 270° 范围的周向温度畸变和一个径向对称的 90° 扇形畸变, 还研究了 360° 轮毂径向畸变的影响。

航空燃气涡轮发动机的蒸气吸入
Steam Ingestion by Aircraft Gas Turbine Engines-No.11, 1968, 10.8-10 P.191-216
8th Annual Notional Conference on Environmental Effects on Aircraft and Propulsion Systems
628 所 (W 710266 (68-ENV-22))

进气道气流畸变对发动机稳定性影响的最新研究的简介
Summary of Recent Investigations of Inlet Flow Distortion Effect on Engine Stability
NASA TMX-71505 1973.2 P.1-13
AIAA 74-236 (译文载西工大《进气畸变对发动机性能影响》1967 年 5 月)
628 所 (N74-17502)
749 部队 科技情报所 (4218936)
为了估计进气畸变对典型加力涡扇和涡喷压缩系统的稳定特性的影响, 本文介绍了试验结果, 分析技术和所采用的试验技术。

用发动机转速作为调节正激波位置的主变数的超音速进气道—发动机调节
A Supersonic Inlet-Engine Control Using Engine Speed as a Primary Variable for Controlling Normal Shock Position
NASA TND-6021 1971.3 P.1-40
628 所 (N71-20674) (GPO 71-988))
本文介绍用于由混合压缩进气道和涡轮喷气发动机组成的超音速推进系统的闭合一耦合 (Close-Coupled) 一进气道—发动机调节系统方案。这种调节系统采用控制放气门面积和发动机转速来稳定进气道内的正冲波位置。特别介绍了慢动作放气门的情况。这种放气门在发动机转速作为调节激波位置的主要参数的情况下用作重调装置。试验是在刘易斯 10×10 的风动内进行, M 数为 2.50

任务 I: 进气道流动畸变试验的级数据和性能告报 第 I—II 卷高 M 数跨音速风扇级的工作范围和畸变容限估算
Task I: Stage Data and Performance Report for Inlet Flow Distortion Testing—Volume I, II, Evaluation of Range and Distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Fan Stages
NASA CR 72786 1971.1, P.1-217
628 所 (N71-17852)

推进与能源小组第 38 届会议的技术进展报告: 航宇发动机的进气道和尾喷管

Technical Evaluation Report on Propulsion and Energetics Panel 38th Meeting on Inlets and Nozzles for Aerospace Engines P.1-5

AD 739586, AGARD AR41

628 所

只介绍了这次会议上有关这个题目有那些文章

A-7 飞机使用的 TF41 发动机燃气吸入的容限

Tolerance of the TF41 Engine/A7 Aircraft to Steam Ingestion

Proceedings of Ninth Annual National Conference on the Environmental Effects on Aircraft and Propulsion Systems

628 所(W710267-268 (69-ENV-28))

科技情报所 4167649

进气道/发动机相容性的统一理论

A Unified Theory of Inlet/Engine Compatibility

AIAA Paper No.72-1115 P.1-16

628 所

进气道气流变量与发动机特性的关系

(西工大(已译))

有畸变进气流的轴流压气机级的非定常流体动力响应

Unsteady Fluid Dynamic Response of an Axial-Flow Compressor Stage With Distorted Inflow

AD 766084 1973.7 P.1-37

628 所 科技情报所 (7097174)

畸变入流条件下单个转子的非定常流体动态响应

Unsteady Fluid Dynamic Response of an Isolated Rotor With Distorted Inflow

AIAA Paper No.74-49 P.1-11

628 所

上游速度畸变对轴流式压气机性能和稳定性影响程度的分析

轴流压气机对畸变进气流的非定常反映

The Unsteady Response of an Axial Flow Compressor With a Distorted Inlet Flow ARC c.p.No 1203 1970, 10 P.1-44

628 所 科技情报所 (4194537)

卷一: 高 M 数跨音速风扇失速范围和畸变容限的评价

Volume I: Evaluation Range and Distortion Tolerance for Mach Number Transonic Fan Stages

NASA CR-82862 1971. P.1-189

628 所*

卷一: 大 M 数跨音速风扇级对重量流量范围和进气流畸变容限的鉴定

Volume I: Evaluation of Range and Distortion Tolerance for High Mach Number transonic Fan Stages

试验设备和方法, 试验结果和分析, 以及数据图

卷 I: 大 M 数跨音速风扇级对重量流量范围和进气流畸变容限的鉴定

NASA CR-72964 1971.8. P.1-122

NASA CR-82867, N71-25461

计算机输出数据

628 所* 628 所

本报告是 NASA 任务 W 计划的第二卷, 所有在任务 I, II 阶段无畸变和经向畸变试验时获得的叶片单元数据都列在表内。此外, 还有两个阶段内测量的周向畸变数据, 也包括有卷 I 的总性能简表供作参考。卷 I CR-82862 包括为获取数据采用的技术和程序, 并分析了试验结果。

进气道与高飞行马赫数的涡喷发动机的匹配问题 (德文)

ium Problem der Anpassung eines Ecnlans an ein Triebwerk für extrem hohe Flug-Machzahlen Zfw, 1973, 12 (Jahrgang 21 Heft 12) S. 445-453

628 所* (877E06-73 Jahrgang 21 Heft 12)

压气机入口气流不均匀性和脉动同时作用的分析算法

Аналитический метод учета обновременного воздействия неравномерности и пульсации на входе в компрессор

Экспресс-информация/Авиастроение 1973.

4.11 No 14

СТР 18-30

译自 J. Aircraft 1972, Vol. 9 No. 9

628 所

在不同 M 数及攻角下, 涡轮喷气发动机和进气道的共同工作

《航空技术报道》 达动机类 33 号 1959.8

P. 1-8

628 所

超音速飞机进气道与发动机匹配

《国外航空科技》 1972 NO. 6

628 所

喷气发动机与超音速进气道之间的分配

NZ 730644

628 所

进气道—发动机相容性分析

Inlet-Engine Compatibility Analysis

1971, P. 382-391

AD 736310

科技情报所 7084063 628 所

本文评论在匹配分析中考虑的不稳定因素, 还讨论了测试和试验技术, 给出由超音速进气道和涡扇发动机组成的推进系统的匹配数据的例子。主要不稳定因素—进气畸变是用能描绘复杂的随时间变化畸变图形的高频测试设备测量的

有一风扇发动机结构图, 图 = 表示从发动机角度提高稳定性措施。

进气道与飞机前段匹配

飞机机体—进气道匹配

Airframe-Inlet Integration

AIAA 70-933

628 所

进气道入口的涡流

The Vortex at an Inlet of Air Intake

NASA CR-101347 P. 2

科技情报所 (4166239)

军械发射引起的压气机失速和熄火

Stall and Flame-out Resulting From Firing of Armament

NASA E55E25

628 所 (J282)

翼尖涡流的进气道吸入问题的初步研究

Preliminary Investigation of Inlet Ingestion of a Wing Tip Vortex 1973.4 P. 1-42

NASA TM X-68225

628 所* 科技情报所 (5016112)

文章叙述了刘易斯研究中心在 10×10 呎超音速风洞中进行的翼尖涡流吸入进气道问题的研究。试验 M 数为 0.4, 雷诺数为 7.5×10^6 /米。

发展超音速进气道的大气阵风标准

Development of Atmospheric Gust Criteria for Supersonic Inlet Design

NASA GR-114372, N71-37835

UAC-HSER-5195 1968, P. 205

科技情报所 (5009523) 628 所

文章介绍了一种把超音速进气道不起动频率和喉道 M 数、正激波位置联系起来的方法。

大气(涡流)对 YF-12 飞机进气系统的影响
Atmospheric Effects on the Inlet System
of The YF-12 Aircraft

Proceedings of the Eleventh National Conference on Environmental Effects on Aircraft and Propulsion Systems P.22-1~22-22

628 所

机身两侧进气道的外部阻力: 有垂直压缩面的矩形进气道

The external Drag of Fuselage Side Intakes; Rectangular Intakes With Compression Surface Vertical 1974, P.1-35

Aeronautical Res. Council CP-1269

科技情报所 (4224518)

收敛和发散气流中的翼型

Airfoil in a Contracting or Diverging Stream

Journal of Aircraft 1972.5, (9) No.5, P.354-360

628 所*

旁侧超音速进气道和三元附面层分离问题

A Side Mounted Supersonic Intake and The Problem of Three-Dimensional Boundary-Layer Separation 1972.6 P.1-60

ARL Report M.E 137

628 所*

介绍进气道和机身干扰问题

短舱安装的超音速动力系统和机空附面层的干扰试验研究

Experimental Investigation of The Interaction of a Nacelle-Mounted Supersonic Propulsion System With a Wing Boundary Layer 1971.3 P.1-40

NASA TM X-2184

628 所*

进气口特性的实验测定以及进气口与飞机骨架的相互影响

Experimental Determination of Inlet Characteristics and Inlet and Airframe Interference 1972.P.3

科技情报所 (7088591)

环境温度 and 航空器的相容性研究

Environmental Temperature and Aircraft Compatibility Studies 1972.10, P.77 AD-752018

749部队 628 所 科技情报所 (7091547)

本文介绍 F-14 在舰上发射时, MK7 型喷流偏向装置造成周围大气温升, 对 F-14 本身和其他在偏流器周围或后面的飞机产生的影响情况。当时, F-14 吸入排气流导致发动机熄火或引起涡轮进口温度增高等问题。文中讨论了安装涡流防护器的问题, 并作了一些试验分析。

有和没有进气畸变时装有加力燃烧室涡轮风扇发动机的性能和失速限制

Performance and Stall Limits of an After Burner Equipped Turbofan Engine With and Without Inlet Flow Distortion 1970.4, P.1-33

NASA TM X-1947

飞行器对非定常大气扰流的反映

Response of Flight Vehicles to Nonstationary Atmospheric Turbulence

AIAA Journal 1971.11 (9) No.11 P.2201-2207

628 所*

雷诺数和发动机短舱对双发动机轻型飞机模型失速特性的影响

Effect of Reynolds Number and Engine Nacelles on The Stalling Characteristics of a Model of a Twin-Engine Light Airplane 1972.12, P.1-35

NASA TN D-7109

628 所*

进气道/飞机构架的相互干扰和综合设计
Inlet/Airplane Interference and Integrati-
on Airframe/Engine Integration 1972, P.
2-1~2-54
AGARD-LS-53 (AD 744595)
628 所* 628 所 科技情报所 (7088
91)

F-14 进气道的机动能力
F-14 Inlet Maneuvering Capability
AIAA 73-1273 P.1-8
628 所 科技情报所 (4214846)

本文评论 F-14 进气道的研制, 从海军对一种进攻性战斗机的基本要求出发, 确定了尤其是在极限状态下把飞机和发动机的工作结合在一起的基本问题, 并讨论了这些问题在 F-14 飞机的工作结合在一起的基本问题, 并讨论了这些问题在 F-14 飞机上如何解决的办法。讨论了机体/进气道的匹配, 评论了有关的风洞试验数据, 提出了发动机进口面处压力分布的飞行试验和风洞试验的比较, 简要介绍了稳定工作姿态极限, 即俯仰与偏航。

水汽吸入飞机的涡轮喷气发动机所引起的问题
Steam Ingestion By Aircraft Gas Turbine
Engines-The Annual National Conference
on Environmental Effect on Aircraft and
Propulsion Systems Proceedings 1967, 9,
P.93-106
628 所* (31818)

飞机尾流紊流问题
The Aircraft Wake Turbulence Problem
AIAA Student Journal 1972, 12, (10)
No.4 P.8-13
飞机尾流紊流对其他飞机的危害及其研究概
况。

尾喷管与飞机后体匹配

装一对内装式发动机和双尾喷管的空中优势战
斗机的尾部设计规范和性能预测方法
After-End Design Criteria and Performan-
ce Prediction Methods Applicable to Air
Superiority Fighters Having Twin Buried
Engines and Dual Nozzles
AIAA 72-1111 P.1-14
628 所

文中提出用对各种双喷管/后机身结构进行试
验和分析研究所得的推力和阻力结果来设计有
双发(埋入式)和双喷管的空中优势战斗机的
技术。制订了用于发展和修改飞机后机身布局
的预设计指南和性能预测图, 以达到大的推力
减阻力值(即安装推力), 还提出了在最后设
计前的预测后机身性能的方法(在初步设计之
后)。这些设计技术用来改进五种选定的基准
结构形式。分析研究时考虑了飞机的诸参数之
间的协调。

双发动机战斗机的尾部设计
Aft-End Design Techniques for Twin-En-
gines Fighters
Journal of Aircraft 1974, 1, (11) No.1
P.39-44
修订的 AIAA Paper No.72-1111
628 所* 628 所
介绍飞机机体和尾喷管的综合设计

在跨音速时截止于尾喷口上的双喷口与单喷口
系列的机身尾部阻力测定
Afterbody Drag Measurement at Transon-
ic Speeds on a Series of Twin and Single
Jet Afterbodies Terminating at The Jet
Exit
Aeronautical Res.Coun. CP-1266 1973, P-
27
科技情报所 (4218797)

低阻力的飞机后机身/推进系统匹配
Aircraft Afterbody/Propulsion System
Integration for Low Drag
AIAA Paper No. 72-1011 P.1-11
628 所*

反推力工作状态下飞机发动机附近流场的分析
Analysis of The Flow Field Generated
Near an Aircraft Engine Operating in Re-
verse Thrust 1972.8, P.1-82
NASA GR-121147
628 所*

喷流和双元翼型的相互干扰分析
Analysis of The Interaction of Jets and
Airfoils in Two Dimensions
Journal of Aircraft Vol 10, No. 5
1973.5, P.267-273
628 所
介绍喷流干扰及对这种干扰的利用问题。

适合高亚音速和跨音速飞行的发动机尾喷管的选择 (德文)
Anpassungskriterien der Triebwerk-Shin-
terteile an den Hohen Unlerschallund Tr-
anssonikflug DGLR 72-065 P.-36

进气道和后机身/喷管性能对飞机总阻力影响的估算
Assessment of The Influence of Inlet and
Afterbody/Nozzle
Performance on Total Aircraft Drag 1973.
10, P.15-1-15-28
AD 771572 AGARD CP 124
628 所 (N7414709)

本文主要考虑推进系统安装对飞机阻力的影响。利用最近研究得出的资料,探索了机体/推进匹配的各个方面的问题。精确鉴定进气道/机尾一喷管对飞机阻力影响的主要困难是从风洞试验数据预测飞机性能。

飞机与发动机喷气流之间气动力干扰文集 (德文)
Bericht über das Symposium Aerodynami-
sche Interferenz Zwischen Flugzeug und
Triebwerksstrahl, 1970,12,3
Deutsche Gesellschaft für Luft-und Rau-
mfahrt 1971,4 P.1-305
DLR Mitt 70-28 (共十一篇)
628 所* 628 所

超音速飞机尾喷管安装性能的计算
Calculation of The Performance of Instal-
led Exhaust Nozzles on Supersonic Atr-
craft
AIAA 69-428 P.70-78
628 所
评价跨音速飞行范围内外部气流的局部变化对辅助进气门式尾喷管工作性能影响的理论和经验处理方法

M 数 0 ~ 1.27 喷出口面积的变化对辅助进气引射喷管性能的影响
Effect of Exit Area Variation on The Per-
formance of an Auxiliary Inlet Ejector
Nozzle at Mach Numbers From 0 to 1.27
1971.3, P.1-37
NASA TM X-2182
628 所*

M 数不大于 1.30 和有喷气条件下闭合比 0.50 的圆弧形后机身的长细比对其船尾阻力的影响
Effect of Fineness Ratio on Boattail Drag
of Circular-Arc Afterbodies Having Clo-
sure Ratios of 0.50 with Jet Exhaust at
Mach Numbers up to 1.30 1973.5, P.1-92
NASA TN D19-27
628 所*
介绍尾喷管对后机身阻力的影响。