鸭翼展向吹气对发动机推力损失影响的评估

温瑞英 刘沛清

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：风洞实验结果表明鸭翼展向吹气能提高飞机大迎角升力，延缓机翼涡破裂，增大飞机失速迎角.但由于鸭翼展向吹气需从发动机引气，这势必对发动机推力和飞机的各项性能产生影响.采用动量定理和耗油率公式对从发动机引气造成的气流质量流量损失、发动机推力损失和对飞机总升力(引气造成的升力损失和鸭翼吹气获得的升力增量之和)的影响等方面进行了评估，并比较了机翼展向吹气与鸭翼展向吹气两种方式.结果表明，鸭翼展向吹气引气量少、推力损失小，对飞机大迎角机动性能有利，是一种可取的间接涡控制技术.

关 键 词：鸭翼；展向吹气；涡控制；推力损失；飞机总升力

中图分类号：V 211.7

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)07-0790-04

Evaluation of engine thrust loss for canard-spanwise blowing

Wen Ruiying Liu Peiqing

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The results of force measurement in low speed wind-tunnel show that canard-spanwise blowing can increase the lift of high angle of attack, delay the breakdown of wing vortex and enlarge the stalling angle of aircraft. But canard-spanwise blowing must bleed air from engine, which makes the engine thrust lost and affects the performance of aircraft. Two methods (theorem of momentum and formula of specific fuel consumption) were used to evaluate the mass loss of inlet air, engine thrust loss, and total lift of aircraft (the sum of lost lift by bleed air form engine and the increased lift by canard-spanwise blowing). The effect of canard-spanwise blowing was compared with that of the wing-spanwise blowing. It indicates that canard-spanwise blowing needs less mass of air-bleed, with fewer thrust loss and can improve the maneuverability at high angles of attack. So it is advisable that canard-spanwise blowing is an indirect vortex control technique in the future.

Key words: canard; spanwise blowing; vortex control; thrust loss; total lift of aircraft

一般来说，飞机最大可用升力越大，机动性越好.现代战机机翼前缘分离涡形成的非线性涡升力为飞机提供了60%的升力来源，但当飞机在大迎角飞行时，前缘涡将会出现破裂，损失升力，因此为了保证战机具有良好的大迎角过失速机动性能，就必须延迟机翼前缘涡的破裂.我国最新研制的先进战机J10，采用了近耦鸭式布局，该布局相比正常式布局有许多突出优点[1]，尤其在旋涡控制方面更甚，鸭翼涡脱出后对其后的气动部件、机翼背风面流场等具有重要的影响和有利的干扰，从而可通过对鸭翼涡进行直接控制，利用鸭翼涡与主翼涡的有利干扰来达到间接控制机翼涡，延迟机翼涡破裂，提高升力并改善布局气动性能的目的.风洞实验发现在鸭翼上进行展向吹气能延缓机翼涡的破裂，增加飞机大迎角升力，增大飞机的失速迎角等[2].但是由于鸭翼展向吹气所需的气体来自于发动机，这势必对发动机和飞机的各项性能产生影响，本文采用动量定理和耗油率公

收稿日期：2007-06-18

基金项目：航空基金资助项目(2006ZD51051)

作者简介：温瑞英(1977—)，女，山西忻州人，博士生，wenruiying@163.com.

式对从发动机引气造成的气流质量流量损失、发动机推力损失及飞机总升力等方面进行了评估.

1　鸭翼展向吹气对飞机升力的影响

图 1、图 2 分别为 W50C50(鸭翼后掠角 50°和机翼后掠角 50°的三角翼构成的简化近耦合鸭式布局)风洞测力实验模型简图和其在进行鸭翼展向吹气情况下的升力系数曲线图.由图可以看出,鸭翼展向吹气增大了布局的升力系数,提高了失速迎角.如当鸭翼展向吹气动量系数为0.3时,布局最大升力系数比无鸭翼展向吹气情况增加了23%,失速迎角提高了 4°.其中,吹气动量系数定义为 $C_\mu=\dot{m}v_j/q_\infty S_c$,$\dot{m}$ 为吹气喷口气体的质量流量,即进行鸭翼展向吹气时从发动机所引气体的质量流量;v_j 为喷口射流速度;q_∞ 为自由流动压;S_c 为鸭翼参考面积.

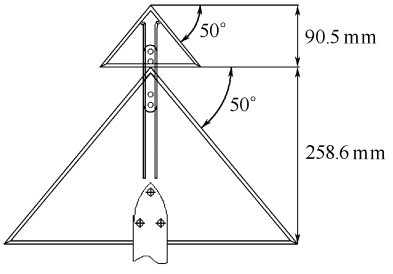


图 1　风洞测力实验模型简图

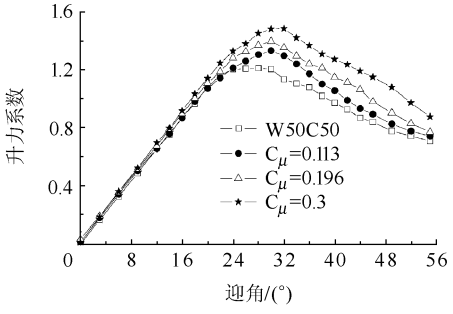


图 2　升力系数曲线图

2　发动机推力损失公式的推导

2.1　用动量定理来确定发动机的推力损失

图 3 为简化发动机短舱和所选控制体[3].假设发动机进口前气流未受扰动,进气口处气流的速度、压力、温度和流管面积分别为 C_0,P_0,T_0,A_0.尾喷管出口处气流的速度、压力、温度、流管面积分别为 C_e,P_e,T_e,A_e.

在没有从发动机引气,且假设控制体外表面均为大气压的情况下,发动机的有效推力为[3]

$$F_{ef}=m_gC_e-m_aC_0-(P_e-P_0)A_e-\int_0^i(P-P_0)\mathrm{d}A-\int_i^e(P-P_0)\mathrm{d}A-X_f \quad (1)$$

其中,m_g 为发动机出口气体的质量流量;m_a 为发动机进口气体的质量流量.式(1)中,右端前 3 项之和是由流过发动机内部的气流参数所确定的,不包含发动机所受的外部阻力,称为发动机的推力 F;第 4 项为进气道的附加阻力,它的大小由进口前 0～i 的流管的面积变化和压力变化来确定;第 5 项为作用在发动机短舱上的压差阻力;第 6 项为作用在发动机短舱上的摩擦力.

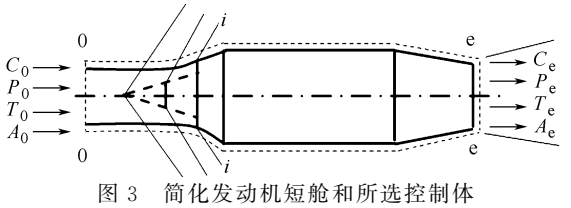


图 3　简化发动机短舱和所选控制体

亚音速飞行时,如果发动机短舱的外表面很光滑,摩擦力可以略去不计,发动机短舱对流过其外部的气流虽有扰动,但最终气流的参数又回复到未扰动时的外界大气压,此时有

$$\int_0^i(P-P_0)\mathrm{d}A-\int_i^e(P-P_0)\mathrm{d}A-X_f=0 \quad (2)$$

因此 $F_{ef}=F$,发动机的推力 F 只取决于流过发动机内部的气流参数.

超音速飞行时,发动机进口处和短舱外表面有激波,发动机出口截面处,压力也不再是未受扰动时的大气压,式(2)不再成立,推力需要扣除附加阻力、压差阻力和摩擦阻力才是有效推力.

通常飞机作战主要是亚音速机动,高度主要是中低空(5～11 km),故本文只对中低空亚音速的引气损失进行评估.当流过发动机内部的气流在发动机出口膨胀到外界大气压力时,推力为

$$F=m_gC_e-m_aC_0 \quad (3)$$

本实验从发动机内部引气,损失了内部气流质量流量,影响到喷气出口处的质量流量,造成推力损失.引气后的推力为$(m_g-\dot{m})C_e-m_aC_0$,则推力损失为

$$\Delta F=\dot{m}C_e \quad (4)$$

由于利用上式估算的推力损失忽略了摩擦力的影响,且假设发动机内部气流在出口处膨胀到外界大气压,是一种理想状态.本文采用另一种工程估算方法——耗油率来进行推力损失的评估.

2.2　用耗油率来确定发动机的推力损失

引气造成的推力损失主要由发动机的耗油率来决定,具体思路如图 4 所示.

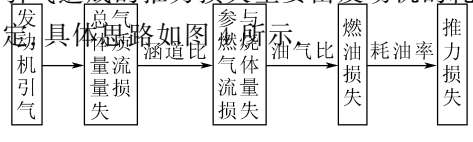


图 4　用耗油率评估发动机推力损失图

3 发动机引气损失影响的综合评估

本文主要针对我国最新研制的新一代战机J10的各项参数进行引气评估.基本参数:机翼、鸭翼后掠角为50°～52°.$S_w=40\ m^2$,$S_c=4\ m^2$.其中,S_w为机翼参考面积.飞机正常起飞总质量为10 800 kg[4].J10目前采用一台俄罗斯进口的涡扇发动机AL-31FN,进口空气流量$m_a=112$ kg/s,涵道比为0.6,推力约为76.2 kN,耗油率约为0.069 5 kg/(h·N)[5].一般涡扇发动机尾喷口的速度为350～450 m/s[6],在此取450 m/s.主燃烧室的油气比一般为0.002～0.03[7],在此选用0.02.

对于升力系数的选取,本文选用简化鸭式布局W50C50的风洞实验数据.实验发现,鸭翼展向吹气间接控制机翼涡的最有效的迎角位于失速迎角附近,在此本文仅评估迎角30°的情况.

实验选用了3个吹气动量系数,分别为0.113,0.196,0.3.假设飞机在7 km的高度上飞行,取$v_0=(2Mg/\rho SC_{l0})^{1/2}=82.33$ m/s(正常起飞重量情况下的最小速度),其中,C_{l0}为所选模型布局不吹气情况时的升力系数;M为飞机起飞总质量;S为飞机总参考面积.

3.1 发动机气流质量流量损失的评估

对于不同的吹气动量系数,从发动机所引气体的质量流量为$\dot{m}=(C_\mu q_\infty S_c/v_j)\times 2$(实验所用为左右2个喷管),引气质量流量占进口总质量流量的百分比(q)如表1所示.

表1 不同鸭翼展向吹气动量系数引气质量流量百分比

参数	C_μ	v_j/v_0	v_j/(m·s^{-1})	$\dot{m}$/(kg·s^{-1})	m_a/(kg·s^{-1})	q/%
数值	0.113	3.8	312.9	5.77	112	5.15
	0.196	5.0	411.7	7.60	112	6.79
	0.3	6.3	518.7	9.24	112	8.25

由表1可看出,在最大吹气动量系数0.3的情况下,引气损失的气流质量流量为9.24 kg/s,占进口总流量的8.25%.下文从推力损失和飞机总升力影响两方面评估了质量流量损失对飞机综合性能的影响.

3.2 评估引气对发动机推力损失的影响

采用动量定理和耗油率分别对发动机推力损失进行评估,推力损失占总推力的百分数如表2所示.由表可以看出,在最大吹气动量系数0.3的情况下,利用动量定理进行评估,引气损失的推力为发动机总推力的5.45%,而采用耗油率进行评估,引气损失的推力为发动机总推力的7.85%.

表2 引气推力损失占发动机总推力的百分数

C_μ	推力损失/%	
	动量定理	耗油率
0.113	3.41	4.90
0.196	4.49	6.46
0.3	5.45	7.85

3.3 评估引气量对飞机总升力的影响

发动机推力损失,对整个飞机而言,推力减小,水平方向的运动就会做减速运动,最终通过减小飞行速度达到水平方向上的运动平衡.速度减小,飞机升力减小.但此时从发动机引气对鸭翼进行展向吹气,提高了升力.所以对飞机总升力影响的评估从发动机引气造成的升力损失和对鸭翼进行展向吹气增加的升力两方面进行综合考虑.具体思路如图5.

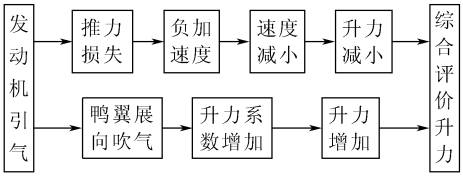


图5 鸭翼展向吹气对飞机总升力影响的评估图

根据动量定理,由推力损失造成的速度改变量为$\Delta\bar{v}=\Delta F\cdot\Delta t/M$.

则飞机由于速度减小造成的升力的损失为

$$\Delta L=\rho SC_{l0}(v_0^2-v_1^2)/2 \tag{5}$$

在对鸭翼进行展向吹气时增加的升力为:

$$\delta L=\rho Sv_1^2(C_{l\mu}-C_{l0})/2 \tag{6}$$

其中,v_0为没有引气情况时飞机的速度;v_1为引气后飞机的速度;$C_{l\mu}$为实验条件下进行鸭翼展向吹气时的升力系数.

下面分别采用动量定理和耗油率公式对飞机总升力进行评估.

3.3.1 采用动量定理对飞机总升力进行评估

表3为采用动量定理对飞机总升力进行评估的数据表.

由表3可以看出,在最大吹气动量系数0.3的情况下,发动机损失的最大推力为总推力的5.45%,但对鸭翼进行展向吹气,其获得的总升力增量为不吹气情况时升力的21.88%.总增升量与损失的推力之比达到5.57,这样大的气动收益,是现代战斗机所求之不得的,所以对飞机采用鸭翼展向吹气进行间接涡控制是可取的.

3.3.2 采用耗油率对飞机总升力进行评估

表4为采用耗油率对飞机总升力进行评估的数据表.

表 3　采用动量定理对飞机总升力进行评估数据表

参数	C_μ	ΔF/N	$\Delta\bar{v}$/(m·s^{-1})	$C_{l\mu}$	C_{l0}	ΔL/N	δL/N	$(\delta L-\Delta L)$/N	L/N	总增升比/%
数值	0.113	2596	0.240	1.332	1.205	617.0	11108	10491	105840	9.91
	0.196	3422	0.317	1.398	1.205	813.0	16857	16044	105840	15.16
	0.3	4157	0.385	1.482	1.205	987.2	24142	23155	105840	21.88

表 4　采用耗油率对飞机总升力进行评估数据表

参数	C_μ	燃油损失/(kg·s^{-1})	ΔF/N	$\Delta\bar{v}$/(m·s^{-1})	$C_{l\mu}$	C_{l0}	ΔL/N	δL/N	$(\delta L-\Delta L)$/N	L/N	总增升比/%
数值	0.113	0.073	3735	0.346	1.332	1.205	887.3	11079	10192	105840	9.63
	0.196	0.096	4923	0.456	1.398	1.205	1168.8	16800	15631	105840	14.77
	0.3	0.115	5981	0.554	1.482	1.205	1419.0	24042	22623	105840	21.38

由表 4 可以看出,在最大吹气动量系数 0.3 的情况下,发动机损失的最大推力为总推力的 7.85%,但对鸭翼进行展向吹气,其获得的总升力增量为不吹气情况时升力的 21.38%.总增升量与损失的推力之比达 3.78.这一比值对飞机大迎角机动也是非常有利的,所以同样也证明对飞机采用鸭翼展向吹气进行间接涡控制是可取的.

4　比较机翼、鸭翼展向吹气

在机翼上进行展向吹气可以直接控制机翼涡的破裂,增加机翼升力.而在鸭翼上进行展向吹气,则是利用改善的鸭翼涡间接地控制机翼涡的破裂,提高飞机升力.由于本实验未在机翼上进行展向吹气,故而此处的数据从有关文献中获得.文献[8]曾做过机翼、鸭翼展向吹气比较的实验.实验表明,在吹气动量系数相同的情况下,鸭翼展向吹气产生的增升效率比机翼展向吹气产生的增升效率高 24%,如果要达到同样的增升效率,机翼展向吹气的动量系数至少要比鸭翼展向吹气的动量系数大 1 倍(对于文献实验数据,鸭翼、机翼吹气动量系数分别为 0.03 和 0.058,二者均以机翼的外露面积为参考面积,如果鸭翼展向吹气动量系数选用鸭翼外露面积为参考面积,则与 0.152 同量级).由机翼、鸭翼展向吹气动量系数可以计算出获得同样增升效果所需的引气质量流量之比为 $\dot{m}_w/\dot{m}_c=1.39$.

依据该实验,如果要在机翼上进行展向吹气,发动机质量流量损失和推力损失需要比鸭翼展向吹气情况大 1.39 倍.如果按照动量定理进行评估,总增升量与损失的推力之比为 3.93.而按耗油率进行评估,总增升量与损失的推力之比为 2.64.所以,比较 2 种展向吹气方式,在获得同样气动性能的同时,鸭翼展向吹气需要较少的引气量,推力损失小,更具有优越性.

5　结 束 语

本文从鸭翼展向吹气造成的发动机气流质量流量损失、推力损失以及飞机总升力等方面进行了评估,结果表明鸭翼展向吹气可以获得较高的总升力,对飞机大迎角机动性能有利,相比机翼展向吹气而言,鸭翼展向吹气需气量少、推力损失小,是一种可取的间接涡控制技术.

参考文献(References)

[1] 马宝峰,刘沛清,邓学蓥.近距耦合鸭式布局气动研究进展[J].空气动力学学报,2003,21(3):320－329
Ma Baofeng, Liu Peiqing, Deng Xueying. Research advances on a closed-coupled canard wing configuration[J]. Acta Aerodynamic Sinca, 2003, 21(3):320－329(in Chinese)

[2] Liu Peiqing, Wen Ruiying, Zhang Guowei. Effects of canard sweep and canard-spanwise blowing magnitude on lift increment[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(5):1369－1371

[3] 西北工业大学.航空燃气涡轮发动机原理[M].北京:国防工业出版社,1981:8－12
Northwestern Polytechnical University. Aeronautical gas turbine generator principle[M]. Beijing: National Defence Industry Press,1981:8－12(in Chinese)

[4] 歼-10 的真实地位[EB/OL].2007[2007－10－26].http://www.mct.com.cn/news/710/710260847137341.html
The real status of J-10[EB/OL].2007[2007－10－26].http://www.mct.com.cn/news/710/710260847137341.html(in Chinese)

[5] 外国军媒关注中国最新型超-10 战机[EB/OL].2006[2006－04－27].http://mil.news.sina.com.cn/p/2006－04－27/0731366578.html
Foreign military media pays attention to Chinese newfashioned fighter of J-10[EB/OL].2006[2006－04－27].http://mil.news.sina.com.cn/p/2006－04－27/0731366578.html(in Chinese)

[6] 刘大响,陈光.航空发动机——飞机的心脏[M].北京:航空工业出版社,2003:85－88
Liu Daxiang, Chen Guang. Aeronautical engine—the heart of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003:85－88(in Chinese)

[7] 彭泽琰,刘刚.航空燃气轮机原理[M].北京:国防工业出版社,2000:301
Pen Zeyan, Liu Gang. Aero-gas turbine principle[M]. Beijing: National Defence Industry Press,2000:301(in Chinese)

[8] Erickson G E, Campbell J F. Improvement to maneuver aerodynamics by spanwise blowing[R]. NASA TP-1965, 1977

(责任编辑:吴　琼)