航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
May. 15 2018 Vol. 29 No.05 50-54

基于 CFD 的拖锥管路最佳长度确定方法研究

宋攀*，杨文凤，秋路
中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：本文提出了一种基于 CFD 分析的拖锥管路最佳长度确定方法。此方法是在分析拖锥重量、阻力以及拖锥管路力学特性后，利用 CFD 分析飞机在各试验状态下尾流的分布情况，确保拖锥不在湍流区域内，从而得出各试验状态下拖锥管路的最佳长度。该计算方法在 ARJ21—700 飞机的拖锥管路最佳长度确定时得到应用，计算结果与飞行试验结果吻合，表明了该方法计算精度高且能有效缩短试验周期。

关键词：拖锥管路；最佳长度；CFD；空速校准

中图分类号：V217+.2　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.05.050

新研制飞机进行包线扩展试飞时，空速系统校准试飞是开展其他试飞科目的基础试验[1]。在使用拖锥系统开展空速校准试飞时，拖锥管路长度对其使用效果有显著影响。一旦管路长度确定不合适，在试验过程中飞机尾流容易引起拖锥管路大幅摆动，不仅影响空速系统校准结果的准确性，甚至会引起拖锥管路的断裂或者击伤机体[2]，从而影响试飞安全，造成巨额的财产损失。

本文提出一种基于 CFD 分析的拖锥管路最佳长度确定方法。此方法是在分析拖锥重力、阻力以及拖锥管路力学特性后，利用 CFD 分析飞机在各试验状态下尾流的分布情况，确保拖锥不在湍流区域内，从而得出各试验状态下拖锥管路的最佳长度。该方法在 ARJ21-700 飞机的拖锥管路最佳长度确定时得到应用，并将计算结果与其飞行试验结果进行比较。结果表明，该方法计算精度高，与实际试飞结果相吻合，保证了试验结果质量，减少了试飞架次，有效降低了试飞风险，节约了试验经费。

1 确定管路最佳长度

ARJ21-700 飞机是 70~90 座级以涡扇发动机为动力的 T 形尾翼中短程支线客机。其拖锥管路引出口在垂尾顶端，如图 1 所示。对于给定的飞行条件下，拖锥静压孔在飞机尾流中的位置由两个因素决定：(1) 管路的长度，它限制了拖锥静压孔与飞机的距离；(2) 拖锥的尺寸（形状和大小），它决定了由锥体产生的阻力值[3]。一般来说，拖锥型号已事先选定，故在进行空速校准前要完成的飞行试验就是确定拖锥管路最佳长度[2]。

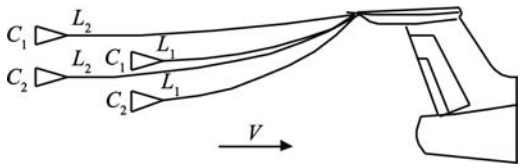

图 1　管路长度和拖锥尺寸影响拖锥静压孔位置

Fig.1　Position of static-pressure inlet influenced by length of the tube and size of the trailing cone

由于 ARJ21-700 飞机空速系统校准试验高度、速度点多，且飞机襟缝翼构型多，这就使得拖锥管路最佳长度确定的飞行试验状态点成几何倍地增加，从而导致试验周期和经费增加[4]。工程上我们期望只用一种管路长度就能完成所有飞行条件和飞机构型的试验，采用本文提出的基于 CFD 分析的拖锥管路最佳长度确定方法将大大减少飞行架次，节约试验经费。

收稿日期：2018-03-27；　退修日期：2018-04-13；　录用日期：2018-04-25
* 通信作者 . Tel.：029-86830577　E-mail：lucia_qiu@163.com
引用格式：Song Pan, Yang Wenfeng, Qiu Lu. Determination of optimum length of trailing cone tube based on CFD analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(05): 50-54. 宋攀，杨文凤，秋路．基于 CFD 的拖锥管路最佳长度确定方法研究 [J]. 航空科学技术，2018，29(05)：50-54.

2 数学模型建立及计算方法

2.1 数学模型建立

假设一架从垂尾顶端引出拖锥管路的飞机以空速 V 飞行，则作用在拖锥系统上的外力如图 2 所示。其中，D_C 为作用在拖锥上的阻力，W_C 为拖锥重力。s 为从坐标原点到 P 点的管路长度。管路的长度和拖锥的尺寸决定了管路在飞机尾流中的形状[5]，所以，确定拖锥静压孔位置问题转换成确定管路形状的问题。

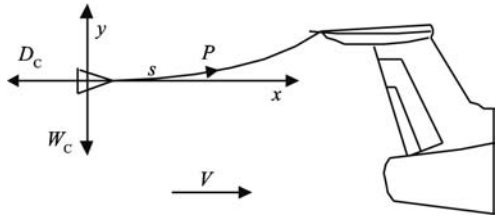

图 2 作用在拖锥系统上的外力

Fig.2 Forces acting on the trailing cone

在 P 点取无限短的管路 ds 进行受力分析，如图 3 所示。图中：T 为作用在此段管路上的拉力；D_H 为此段管路产生的阻力，其法向分量为 D_N，切向分量为 D_T；W_H 为此段管路的重力；ϕ，ϕ_1，ϕ_2 分别为各点切线与来流方向的夹角。

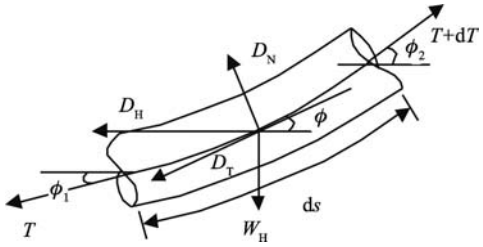

图 3 管路受力分析

Fig.3 Force analysis of the tube

在飞机空速恒定时，可得切向力平衡方程：

$$(T+\mathrm{d}T)\cos(\phi_2-\phi)-T\cos(\phi-\phi_1)-W_H\sin\phi-D_T=0 \tag{1}$$

由于取的是无限小段管路，故 ϕ，ϕ_1，ϕ_2 值都非常小，故可将式 (1) 等效为：

$$\mathrm{d}T=W_H\sin\phi+D_T \tag{2}$$

法向力平衡方程为：

$$(T+\mathrm{d}T)\sin(\phi_2-\phi)+T\sin(\phi-\phi_1)-W_H\cos\phi+D_N=0 \tag{3}$$

同样地，式 (3) 可简化为：

$$T(\phi_2-\phi_1)+\mathrm{d}T(\phi_2-\phi)=W_H\cos\phi-D_N \tag{4}$$

用 dϕ 代表 $\phi_2-\phi_1$ 的微小差值，忽略二阶微量项 d$T(\phi_2-\phi)$，则式 (4) 可进一步简化为：

$$T\mathrm{d}\phi=W_H\cos\phi-D_N \tag{5}$$

无限小段管路重力可表示为：

$$W_H=\rho_H g\mathrm{d}s \tag{6}$$

式中：ρ_H 为管路单位长度的密度。

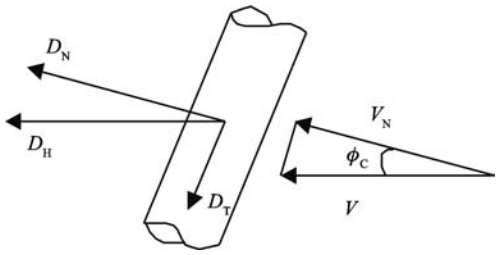

图 4 圆柱体阻力分析

Fig.4 Drag analysis of the cylinder

无限小段管路可看作是圆柱体，当空速为 V 时，其所受阻力如图 4 所示。由参考文献 [6] 可知圆柱体法向阻力值 D_N 和切向阻力值 D_T 计算公式如下：

$$D_N=\frac{1}{2}\rho C_N V^2(2r)\,\mathrm{d}s \tag{7}$$

$$D_T=\frac{1}{2}\rho C_T V^2(2r)\,\mathrm{d}s \tag{8}$$

式中：ρ 为空气密度，r 为圆柱底面半径，C_N 为法向阻力系数，C_T 为切向阻力系数，其表达式如下所示[6]：

$$C_N=C_{D0}\cos^2\phi_C \tag{9}$$

$$C_T=C_{D0}K\phi_C(2-\phi_C) \tag{10}$$

式中：C_{D0} 为纵轴垂直于来流的二维圆柱的平均阻力系数，在不同计算条件下，其值与有效雷诺数有关，详细计算方法见参考文献 [6]；K 为圆柱表明粗糙度系数，取 K=0.045[6]；ϕ_c 为来流方向与 P 点法向的夹角。

将式 (6) ~ 式 (10) 带入式 (2) 和式 (5) 可得：

$$\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}s}=\rho_H g\sin\phi+\rho V^2 rC_{D0}K\left(\frac{\pi}{2}-\phi\right)\left(2+\phi-\frac{\pi}{2}\right) \tag{11}$$

$$T\frac{\mathrm{d}\phi}{\mathrm{d}s}=\rho_H g\cos\phi-\rho V^2 rC_{D0}\cos^2\left(\frac{\pi}{2}-\phi\right) \tag{12}$$

上述微分方程描述了拉力 T 与夹角 ϕ 随管路长度 s 的变化关系，而夹角 ϕ 与 x，y 坐标关系如下：

$$\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}s}=\cos\phi \tag{13}$$

$$\frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}s}=\sin\phi \tag{14}$$

由变量 T，ϕ，x，y 组成的非线性微分方程组式 (11) ~ 式 (14)，在给定飞行条件 (V，ρ) 和计算初值 (T_0，ϕ_0，x_0=0，y_0=0) 时，可由管路长度从 s=0 至 s=L (给定管路长度) 积分解出在各长度下变量 T，ϕ，x，y 的值。

2.2 计算初值确定

拖锥锥体受力分析如图 5 所示，其中 D_C 为拖锥阻力，W_C 为拖锥重力，则初始条件：

$$T_0=\sqrt{w_C^2+D_C^2} \tag{15}$$

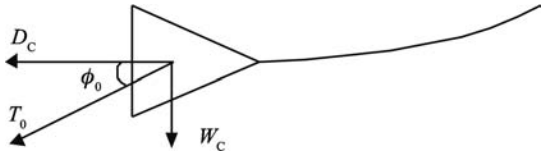

图 5 锥体受力分析

Fig.5 Force analysis of the cone

$$\phi_0=\arctan\left(\frac{W_C}{D_C}\right) \tag{16}$$

拖锥阻力值 D_C 可通过式（17）计算：

$$D_C=\frac{1}{2}\rho V^2 C_{D_C} A_C \tag{17}$$

式中：A_C 为拖锥底面半径，C_{D_c}为拖锥阻力系数，其计算公式如下[7]：

$$C_{D_c}=0.01\varepsilon_{deg}+0.19003 \tag{18}$$

式中：ε_{deg} 为拖锥锥顶半角，采用角度制。

由式（15）~式（18）可看出，在给定飞行条件下，计算初值由拖锥重量、锥底半径、锥顶半角等拖锥特征参数决定。

根据上述方法确定得出的计算初值 T_0，ϕ_0，x_0，y_0，可解出式（11）~式（14）在管路长度 s=0 至 s=L 时各点 T，ϕ，x，y 的值，而坐标 x，y 的值决定了管路在空中的形状。最后将这些坐标点叠加到在相同飞行条件下飞机尾流 CFD 分析图中，可预测拖锥静压孔在飞机尾流中所处的位置，进而得出此飞行条件下管路的最佳长度。

3 结果与分析

3.1 仿真结果

采用上述计算方法确定拖锥管路最佳长度的仿真试验已经在 ARJ21-700 飞机进行空速校准试飞前得到了很好的应用。飞机构形为襟缝翼 0 卡位，起落架收上，中等重量，高度、速度点见表 1。

表 1 仿真试验飞行条件设定

Table 1 Flight conditions in simulation

编号	高度 /m	速度 /（km/h）
状态点 1	3048	$1.2V_{SR}$
状态点 2	6096	V_{MO}-37
状态点 3	3048	$1.2V_{SR}$
状态点 4	6096	V_{MO}-37

仿真试验时，将管路长度释放至 50m，将此长度范围内各点计算坐标 x，y 的值叠加至飞机尾流 CFD 湍流动能图中可观察分析出拖锥管路的最佳长度，计算结果如图 6~ 图 9 所示。通过从图中观察分析管路处于湍流动能较低的位置，可初步得出 4 种飞行状态下拖锥管路长度。表 2 给出各状态点管路长度确定统计，以及综合考虑各状态点后得出的最佳管路长度。从图中还可得出高度变化对拖锥位置的影响不大，速度变化对拖锥位置的影响较大，故可选取最低和最高速度点作为试验临界条件。

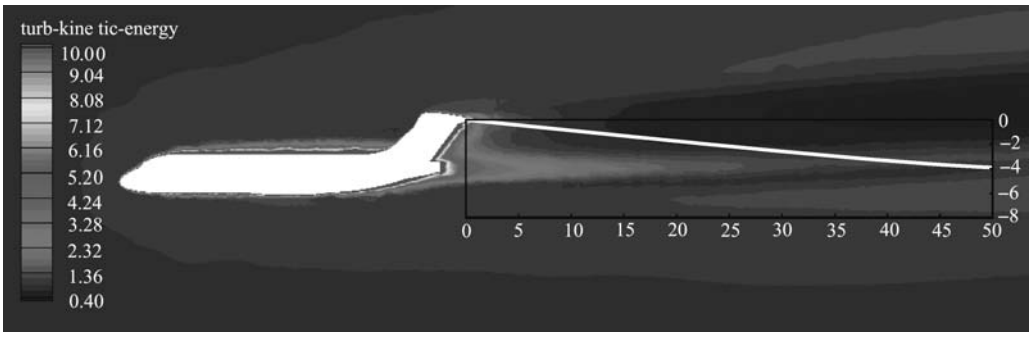

图 6 状态点 1 拖锥管路长度分析（中等重量，巡航构型）

Fig.6 Analysis of the tube length at status 1（medium weight，cruise configuration）

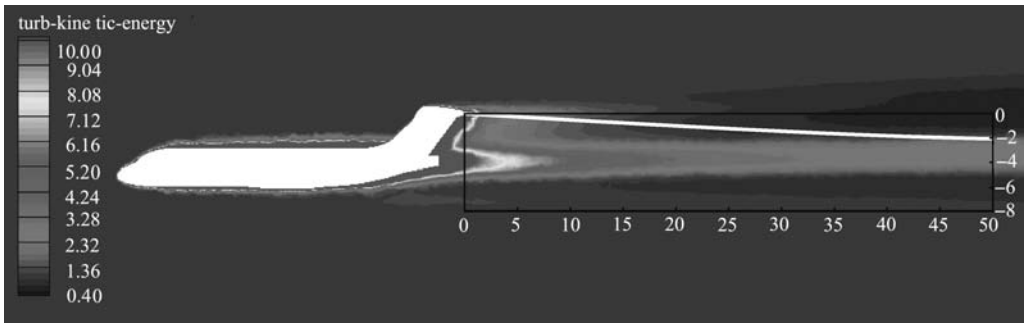

图 7 状态点 2 拖锥管路长度分析（中等重量，巡航构型）

Fig.7 Analysis of the tube length at status 2（medium weight，cruise configuration）

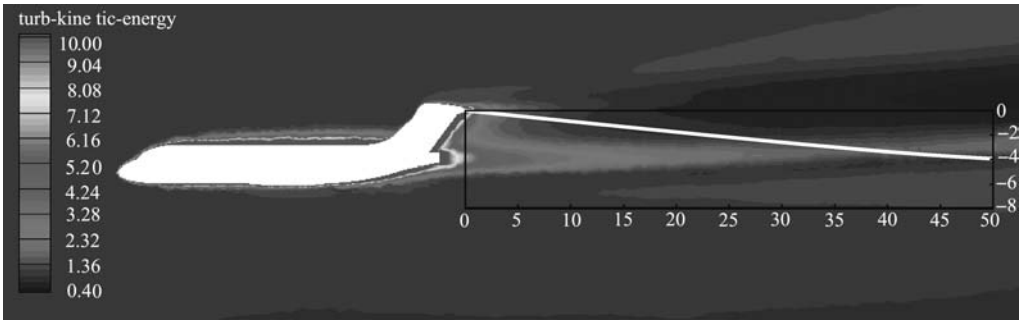

图 8　状态点 3 拖锥管路长度分析（中等重量，巡航构型）
Fig.8　Analysis of the tube length at status 3（medium weight, cruise configuration）

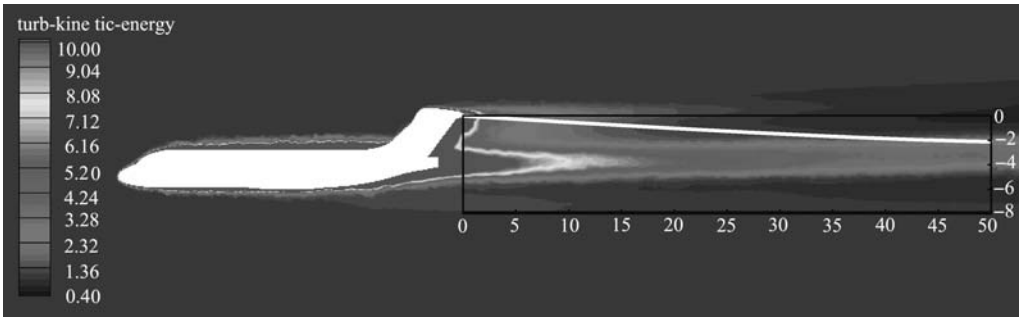

图 9　状态点 4 拖锥管路长度分析（中等重量，巡航构型）
Fig.9　Analysis of the tube length at status 4（medium weight, cruise configuration）

表 2　各状态点管路长度确定统计
Table 2　Tube lengths of the points

编号	初始长度 /m	最佳长度 /m
状态点 1	15~30	25
状态点 2	22~29	25
状态点 3	20~30	25
状态点 4	23~27	25

3.2 飞行试验结果

采用飞行试验方法确定拖锥管路的最佳长度有两个参数需要采集：拖锥系统静压和飞机系统静压。对于给定构型和高度、速度点的飞机来说，随着拖锥管路长度的增加，当达到一定值时，拖锥静压和飞机静压的差值将趋于稳定，不再变化，此时的拖锥管路长度即为在此飞行条件下空速系统校准使用的最佳管路长度。

图 10 给出了对应表 1 飞行条件下拖锥管路最佳长度确定的飞行试验结果。从图中可以看出，当拖锥管路长度达到 20~25m 时，各状态下拖锥静压和飞机静压的差值趋于稳定。考虑到各构型下能统一用一种管路长度进行试验，在 ARJ21-700 飞机型号合格审定空速系统校准试飞中使用的拖锥长度为 25m，这与采用 CFD 计算方法的计算结果是相吻合的。

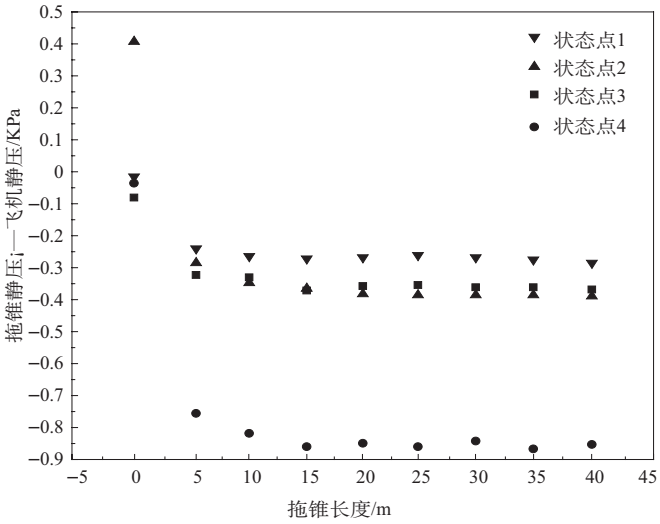

图 10　巡航构型的飞行试验结果
Fig.10　Flight test results of the cruise configuration

4 结论

基于 CFD 分析的拖锥管路最佳长度确定方法在 ARJ21-700 飞机的空速校准试飞过程中得到很好的应用。其计算结果与飞行试验结果相吻合，说明该方法计算精度较高，且适用于各种临界飞行条件下的计算，可有效降低试飞

风险，减少试飞架次，节约试验经费，故在其他拖锥管路最佳长度确定的项目上，该方法可继续作为有效的分析工具。

参考文献

[1] Haering E A. Airdata measurement and calibration[J]. Physics Letters B, 1995, 716 (1) :160–164.

[2] 戴卫兵 . 拖锥在空速系统校准中的应用 [J]. 测控技术，2014，33 (12) :151–153.
Dai Weibing. Application of trailing cone in calibration of airspeed system [J]. Measurement & Control Technology, 2014, 33 (12) :151–153. (in Chinese)

[3] Welser M E, Hoenle D L, Iyer S B, et al. AFFTC–TIM–07–02 F–16B pacer aircraft trailing cone length extension tube investigative study[S]. Air Force Test Pilot School, Edwards AFB, CA, 2007.

[4] 王岩乐，王勇 . ARJ21 飞机托锥法空速校准试飞 [J]. 科技创新导报，2013 (1) :48.
Wang Yanle, Wang Yong. ARJ21 airspeed calibration flight tests with trailing cone[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2013 (1) :48. (in Chinese)

[5] 陈楠 . 固定长度式拖锥系统在空速校准中的应用 [J]. 科技经济导刊，2016 (17) :89.
Chen Nan. Application of fixed length trailing cone in airspeed calibration[J]. Technology and Economic Guide, 2016 (17) :89. (in Chinese)

[6] ESDU Item No. 80025. Mean forces, pressures and flow field velocities for circular cylindrical structures: Single cylinder with two-dimensional flow[R]. IHS ESDU International, 1986.

[7] Hoerner S F. Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance[M]. USA: Midland Park, 1958.

作者简介

宋攀（1986– ） 男，硕士，工程师。主要研究方向：飞行性能试飞。

Tel：029–86830577

E-mail：lucia_qiu@163.com

杨文凤（1987– ） 女，硕士，工程师。主要研究方向：飞行品质试飞。

秋路（1991– ） 女，硕士，工程师。主要研究方向：飞行性能试飞。

Determination of Optimum Length of Trailing Cone Tube Based on CFD Analysis

Song Pan*, Yang Wenfeng, Qiu Lu

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper presented a method for determining the optimum length of trailing cone tube based on CFD analysis. After analyzing the trailing cone weight, drag and the mechanical characteristics of trailing cone tube, CFD was used to analyze the distribution of tail flow in each test state to ensure that the trailing cone was not in the turbulent region. This method was applied to determine the optimum length of the trailing cone tube for ARJ21–700. The results were consistent with those of flight test, proving that the method is accurate and can shorten test time .

Key Words: trailing cone tube; optimum length; CFD; airspeed calibration

Received: 2018–03–27; **Revised:** 2018–04–13; **Accepted:** 2018–04–25

***Corresponding author.Tel.:** 029–86830577 **E-mail:** lucia_qiu@163.com