升力风扇垂直起降飞机过渡态总体参数分析

昌 敏, 周 洲, 郑志成

(西北工业大学 无人机特种技术重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘 要: 升力风扇垂直起降飞机属于一种特殊的固定翼飞行器,兼有直升机式的悬停状态、固定翼状态,以及特殊的过渡状态。在这三种状态下,两套升力部件(直接升力部件和气动升力部件)只共用一套动力源,使得动力源工作状态差异很大,导致各总体参数之间的匹配关系与常规固定翼飞机甚为不同。为此,基于螺旋桨动量理论推导了升力风扇垂直起降飞机全机升阻、功率特性的估算模型;并针对整个过渡过程,分析了各总体参数对过渡态功率、阻力特性的影响,进而得到各总体参数的合理匹配方法以满足减小"富余功率"和节省过渡阶段的燃油消耗量的设计要求,提高巡航经济性。所研究的成果能为升力风扇垂直起降飞机概念设计提供有效地指导原则。

关 键 词: 垂直起降飞机,升力风扇,过渡状态,悬停状态,固定翼状态,动量理论,阻力凸峰,富余功率

中图分类号: V221 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-2758(2013)03-0406-07

与其它动力型式的垂直起降飞机相比,升力风扇垂直起降飞机(Lift-fan VTOL)在飞行性能、场地适用性和可靠性方面的优势显著[1]:净升力效率高,低耗油率,高速特性好,无热喷流,喷流速度小,低声噪,无外露旋转部件,在狭小场地起降安全性高和无需倾转动力部件等特点。基于升力风扇的概念,具有垂直起降能力的 F-35B[2] 和 Northrop Grumman 公司的舰载垂直起降无人飞行平台[3] 都证明了升力风扇垂直起降飞机具有军事应用价值。

升力风扇垂直起降飞机具有两套升力部件:直升机状态的直接升力部件和固定翼状态的气动升力部件,这两套升力部件却共用一套动力源。在过渡前的悬停、过渡中以及过渡后,这两套升力部件的升力、阻力及功率特性相差甚大,导致各总体参数的相互匹配关系与常规固定翼飞机不同。因此,本文将基于经典的螺旋桨动量理论思想[4],建立过渡状态下的全机升阻、功率特性估算模型,分析各"总体设计参数"对全机功率重量比和阻力重量比的影响,并归纳出总体方案设计的指导原则。

1 基于动量理论的升阻、功率估算模型

图 1 为升力风扇垂直起降飞机典型示意图: S_{fan} 为升力风扇总面积,S_w 为机翼参考面积; V_∞ 为水平自由来流速度; V_2 为升力风扇系统的滑流区速度。θ 为风扇轴线倾角,表示推力轴线与来流速度之间的夹角; δ 为出口叶栅偏角,表示叶栅与风扇轴线之间的夹角,叶栅向后偏为正,范围为 $-90° \sim 90°$。经文献[5]中实验证明:出口叶栅在约 $\pm 35°$ 以内时,叶栅偏转只改变出口速度的方向,而不改变流量的大小,故暂忽略叶栅偏转产生的阻滞效应。

与传统的涵道风扇系统相比,升力风扇系统具有"固定翼形状"的涵道外壁。基于文献[5]中埋入式升力风扇的两套升力部件升阻特性的 NS 方程数值计算和风洞实验数据,在总体参数的"顶层"分析阶段,暂忽略升力风扇系统内流场和固定翼外流场之间的相互干扰,即在过渡状态下,全机升力、阻力、功率等效为两套升力部件的升力、阻力、功率的线性

收稿日期: 2012-04-18 基金项目: 西北工业大学基研研究基金(JCT20130110)资助
作者简介: 昌 敏(1986—),西北工业大学博士研究生,主要从事无人机总体与气动布局设计研究。

叠加,故升力风扇垂直起降飞机的受力分析如图 2 所示。

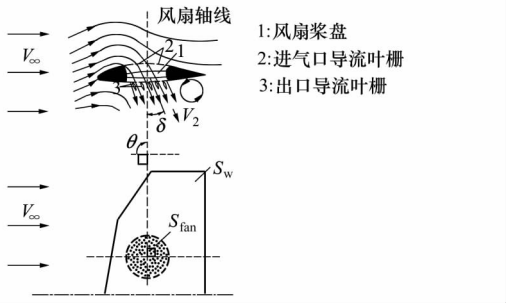


图 1　升力风扇系统在机翼内的布局示意图

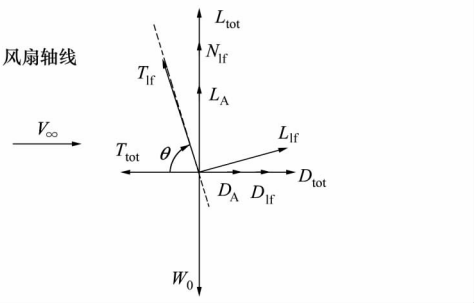


图 2　升力风扇垂直起降飞机受力示意图

图 2 中,T_{lf} 和 N_{lf} 分别为升力风扇系统的轴向总推力和法向总推力,其中 T_{lf} 为风扇轴向推力 T_{fan} 与涵道效应所致的轴向拉力 T_{shroud} 之和; D_{tot} 为飞机总阻力,为升力风扇系统阻力 D_{lf} 与气动面阻力 D_A 之和; T_{tot} 为推进系统和升力风扇系统的总推力; L_{tot} 为飞机总升力,为升力风扇系统升力 L_{lf} 与气动面升力 L_A 之和。在过渡状态下,L_{tot} 应大于或等于全机重量 W_0,在文中取 "$L_{tot} = W_0$" 为临界状态,即过渡过程为水平过渡,忽略垂直爬升率。

1.1　单独风扇装置的升阻、功率估算模型

基于动量理论,假设桨盘前后都为不可压缩势流,当地大气密度 ρ 不变,则桨盘前的总压 P_0 和桨盘后的总压 P'_0 都分别恒定。由动量理论可得桨盘前后的压力差 P_Δ

$$P_\Delta = P'_0 - P_0 = \frac{1}{2}\rho(V_2^2 - V_\infty^2) \tag{1}$$

在这里引入涵道拉力比例因子 q,表征涵道拉力 T_{shroud} 与轴向总推力 T_{lf} 的比值。

$$T_{lf} = T_{fan} + T_{shroud} = T_{fan} + qT_{lf} = \frac{T_{fan}}{(1-q)} \tag{2}$$

结合(1)式,风扇推力 T_{fan} 可表示为

$$T_{fan} = S_{fan}P_\Delta = \frac{1}{2}\rho S_{fan}(V_2^2 - V_\infty^2) \tag{3}$$

由动量守恒定理可知,轴向总推力 T_{lf} 和法向总推力 N_{lf} 分别等于单位时间内通过桨盘的轴向和法向动量增量

$$T_{lf} = \rho S_{fan}V_1(V_2\cos\delta - V_\infty\cos\theta) \tag{4}$$

$$N_{lf} = \frac{(V_\infty\sin\theta - V_2\sin\delta)}{(V_2\cos\delta - V_\infty\cos\theta)}T_{lf} \tag{5}$$

联立(2)式、(3)式和(4)式,可得桨盘处的轴向速度 V_1:

$$V_1 = \frac{V_2^2 - V_\infty^2}{2(1-q)(V_2\cos\delta - V_\infty\cos\theta)} \tag{6}$$

桨盘前,空气从 V_∞ 加速到 V_1,并以压力突增通过桨盘; 桨盘后,空气静压要恢复到外界大气压力,这个过程为空气减压加速的扩散过程,因而总有 $V_1 \leqslant V_2$[8]。联立(6)式可得

$$q \leqslant \frac{1}{2} + \frac{1}{2}\frac{V_2^2(\cos\delta - 1) - V_\infty V_2\cos\theta + V_\infty^2}{V_2^2\cos\delta - V_\infty V_2\cos\theta} \tag{7}$$

在这里,定义 q_0 为悬停状态下的无来流涵道拉力比例因子,由(7)式可知

$$q_0 \leqslant 1 - \frac{1}{2\cos\delta} \tag{8}$$

由 δ 的取值范围可知,理论上 q_0 最大值等于 0.5,这与文献[1]中的结论和文献[7]中的实验结果相符,表明在悬停状态下,外裹于风扇的外壁涵道通过增大升力风扇系统轴向流量的方式产生除风扇推力之外的涵道拉力,但是这个增量是有限度的,即涵道拉力只可能小于或者等于风扇推力。另外,由(2)式和(8)式可知,偏转出口导流叶栅并不改变风扇推力 T_{fan},但改变升力风扇系统轴向总推力,进而改变 q_0。由(7)式和(8)式可得 q 与 q_0 的关系式

$$q = q_0\left(1 + K\frac{V_2^2(\cos\delta - 1) - V_\infty V_2\cos\theta + V_\infty^2}{V_2^2\cos\delta - V_\infty V_2\cos\theta}\right) \tag{9}$$

其中,变量 K 与升力风扇系统的具体构型有关,需进行专门研究,在这里令 $K = 1$[8]。由升力风扇垂直起降飞机受力分析可得

$$L_{lf} = \left(\sin\theta + \frac{V_\infty\sin\theta - V_2\sin\delta}{V_2\cos\delta - V_\infty\cos\theta}\cos\theta\right)T_{lf} \tag{10}$$

$$D_{lf} = \left(\frac{V_\infty\sin\theta - V_2\sin\delta}{V_2\cos\delta - V_\infty\cos\theta}\sin\theta - \cos\theta\right)T_{lf} \tag{11}$$

升力风扇系统轴功率 P_{lf} 可以理解为气流以流

速 V_1 流过风扇时克服风扇推力所需的轴功率。结合(2)式、(3)式、(4)式和(6)式可得

$$P_{\mathrm{lf}} = \frac{T_{\mathrm{fan}}V_1}{\eta_{\mathrm{fan}}} = \frac{T_{\mathrm{lf}}(1-q)\left(\frac{T_{\mathrm{lf}}}{S_{\mathrm{fan}}}\right)}{\eta_{\mathrm{fan}}\rho(V_2\cos\delta - V_\infty\cos\theta)} \tag{12}$$

式中，风扇效率 η_{fan} 为风扇后气流动能增量与风扇总功之比，一般在 0.6 ~ 0.9[9] 取值。

1.2 全机升阻、功率模型

与常规飞机起降阶段类似，过渡状态的升力系数 $C_{\mathrm{L.trs}}$ 一般为全机最大升力系数。过渡状态和固定翼状态的分界点速度约为固定翼飞行状态的最小平飞速度 $V_{\min}$ 的 1.1 倍[1]，$V_{\min}$ 可表示为

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2\left(\frac{W_0}{S_{\mathrm{w}}}\right)}{(\rho C_{\mathrm{L.trs}})}} \tag{13}$$

当 $V_\infty < 1.1V_{\min}$ 时，过渡状态的全机总升力 L_{tot} 和总阻力 D_{tot} 可表示为

$$L_{\mathrm{tot}} = L_{\mathrm{lf}} + L_{\mathrm{A}} = L_{\mathrm{lf}} + q_\infty S_{\mathrm{w}} C_{\mathrm{L.trs}} \tag{14}$$

$$D_{\mathrm{tot}} = D_{\mathrm{lf}} + N_{\mathrm{A}} = N_{\mathrm{lf}} + q_\infty S_{\mathrm{w}} C_{\mathrm{D.trs}} \tag{15}$$

式中，q_∞ 为来流动压；过渡态阻力系数 $C_{\mathrm{D.trs}}$ 可为

$$C_{\mathrm{D.trs}} = C_{\mathrm{D0.trs}} + \frac{C_{\mathrm{L.trs}}^2}{(\pi Ae)} \tag{16}$$

式中，A 为机翼展弦比；e 为奥斯瓦尔德因子；$C_{\mathrm{D0.trs}}$ 为过渡状态的零升阻力系数。

在过渡状态下，总升力 L_{tot} 与全机重量 W_0 相平衡，并结合(2)式、(3)式、(10)式和(14)式可知，变量 q 可由图1中的“总体设计参数”表示。另外，假设过渡过程为水平等加速过程，则过渡时间 t_{trs} 内的平均加速度 a_{trs} 可表示为

$$a_{\mathrm{trs}} = \frac{T_{\mathrm{tot}} - D_{\mathrm{tot}}}{W_0} = \frac{1.1V_{\min}}{t_{\mathrm{trs}}} \tag{17}$$

在悬停、过渡和固定翼状态下，全机功重比 P_{tot}/W_0 为升力风扇系统轴功率 P_{lf}、平飞状态推进系统轴功率 P_p 之和与全机重量 W_0 的比值：

$$\frac{P_{\mathrm{tot}}}{W_0} = \frac{P_{\mathrm{lf}} + P_p}{W_0} = \frac{P_{\mathrm{lf}}}{L_{\mathrm{tot}}} + \frac{\frac{T_{\mathrm{tot}}V_\infty}{\eta_p}}{L_{\mathrm{tot}}} \tag{18}$$

式中，η_p 为推进系统效率，与 η_{fan} 大小相当。

当 $V_\infty \geqslant 1.1V_{\min}$ 时，即与常规固定翼飞机配平飞行下的升阻、功率计算模型[10] 一致。随着马赫数的增加，近似定义固定翼状态的 $C_{\mathrm{D0.lev}}$ 和过渡态的 $C_{\mathrm{D0.trs}}$ 之间的关系：

$$C_{\mathrm{D0.lev}} = \frac{C_{\mathrm{D0.trs}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \tag{19}$$

至此，已完成基于动量理论的升力风扇垂直起降飞机升阻、功率估算模型推导过程。根据经验统计值和工程实际情况[1]，给定各式中的有关“总体设计参数”的基准值，如表1所示。

表1 Lift-fan VTOL 各“总体设计参数”基准值

总体设计参数	数值	总体设计参数	数值
$\frac{W_0}{S_{\mathrm{fan}}}$/N·m^{-2}	15 000	$\frac{W_0}{S_{\mathrm{w}}}$/N·m^{-2}	2 000
q_0	0.3	$C_{\mathrm{L.trs}}$	1.0
δ/°	0	$C_{\mathrm{D0.trs}}$	0.018
θ/°	90	A	5
η_p	0.5	e	0.8
η_{fan}	0.8	t_{trs}/s	90

2 过渡状态阻力特性分析

过渡状态下，全机总升力与全机重量平衡，下面仅分析阻力组成及变化规律。为了去除叶栅偏转和风扇轴线倾转产生的水平方向的力分量，在这里令 $\delta = 0°$ 和 $\theta = 90°$。对于全机总阻力，悬停状态下为0；固定翼状态下仅为气动阻力；而在过渡状态下，由固定翼的气动阻力和升力风扇系统的动量阻力组成，如图3所示。

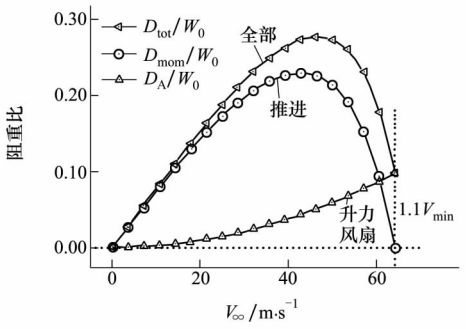


图3 过渡状态下阻重比随 V_∞ 的变化规律

由图3可知，在过渡状态下，随着飞行速度的增加，总阻力呈现先增加后减小，过渡中期出现阻力凸峰。动量阻力在过渡前期从零开始急剧增加，在过渡后期急剧减小至零，这是造成阻力凸峰的根本原因，这与李建波[7] 关于涵道风扇系统的升阻特性实

验结果相一致,也与郑志成[8]分析升力风扇垂直起降飞机阻力特性中的结论一致。造成此现象的物理机理在于: 过渡过程中,升力风扇系统通过诱导作用将水平方向的空气动量全部转为近乎垂直方向的空气动量以获得直接升力,而减小的水平空气动量即为升力风扇系统所致的动量阻力。在过渡前期,气动升力较小,为了平衡全机重量所需的直接升力较大; 随着来流速度 V_∞ 的逐渐增加,所以在过渡中期出现阻力凸峰; 但在过渡中期之后,气动升力迅速接近全机重量,所需的直接升力减小导致动量阻力也就逐渐减小至零。

过渡状态的阻力特性揭示了升力风扇垂直起降飞机飞行原理的特殊性,但要挖掘其总体方案设计指导原则,还需研究其过渡态的功率特性。

3　过渡阶段的功率特性分析

关于垂直起降飞机的设计过程,主要在于动力装置的匹配设计[1],升力风扇垂直起降飞机亦是如此。全机功重比又是最为关键和最为顶层的总体参数[10]。下面将从过渡前、过渡中和过渡后这三个阶段出发,着重分析各"总体设计参数"对全机功重比以及完成过渡飞行所需燃油消耗量的影响。

3.1　悬停与固定翼状态下的功率特性对比

在分析过渡状态前,先从直升机悬停和固定翼两种状态出发,分析升力风扇垂直起降飞机在这两种状态下的功率特性差异。在悬停状态下,取 $\delta = 0°$、$\theta = 90°$ 和 $V_\infty = 0$,此时有 $T_{\mathrm{lf}} = L_{\mathrm{lf}} = L_{\mathrm{tot}} = W_0$, $P_{\mathrm{lf}} = P_{\mathrm{tot}}$,则由(12)式和(18)式可得悬停态与固定翼状态功重比

$$\frac{P_{\mathrm{tot}}}{W_0} = \frac{\sqrt{(1-q_0)\left(\dfrac{W_0}{S_{\mathrm{fan}}}\right)}}{\eta_{\mathrm{fan}}\sqrt{2\rho_{\mathrm{hov}}}} \tag{20}$$

$$\frac{P_{\mathrm{tot}}}{W_0} = \frac{C_{\mathrm{D.lev}}}{C_{\mathrm{L.lev}}}\frac{V_\infty}{\eta_p} = \frac{C_{\mathrm{D.lev}}}{(C_{\mathrm{L.lev}})^{1.5}}\frac{\sqrt{2\left(\dfrac{W_0}{S_{\mathrm{w}}}\right)}}{\eta_p\sqrt{\rho_{\mathrm{lev}}}} \tag{21}$$

式中,ρ_{lev}、ρ_{hov} 对应巡航、悬停状态下的大气密度。

对比(20)式和(21)式可知,这两个状态功重比的差别主要在于获得"升力效率"的机理不同: 悬停态对应着涵道诱导升力效率,固定翼状态对应着升力面气动效率。因此,在共用一套动力源时,悬停态的高功率需求会造成固定翼状态下的"富余功率",直接导致发动机"死重"较大或者起降阶段耗油较多,影响到飞机的航程、续航时间和有效载荷重量等。"富余功率"是指悬停和过渡状态下的主动力源所需峰值功率与"主设计点"对应的巡航态动力系统轴功率之差。如使得此两状态对应的全机功重比相等,由(20)式和(21)式可得

$$\frac{\dfrac{W_0}{S_{\mathrm{w}}}}{\dfrac{W_0}{S_{\mathrm{fan}}}} = \frac{S_{\mathrm{fan}}}{S_{\mathrm{w}}} = \frac{1-q_0}{4}\frac{C_{\mathrm{L.lev}}^3}{C_{\mathrm{D.lev}}^2}\frac{\rho_{\mathrm{lev}}}{\rho_{\mathrm{hov}}}\left(\frac{\eta_p}{\eta_{\mathrm{fan}}}\right)^2 \tag{22}$$

当 2 个状态在同等高度下工作,即 $\rho_{\mathrm{lev}} = \rho_{\mathrm{hov}}$ 时,在高固定翼气动效率下,由(22)式可得 S_{fan} 要求接近或甚至超过 S_{w}。这对以固定翼状态为主要设计点的升力风扇垂直起降飞机来说,在布局上是不可接受的; 同时也说明在减小"富余功率",追求巡航经济性的驱使下,悬停高度和设计巡航高度之间需有明显差异。

3.2　过渡态各总体参数对功率特性的影响

在下面的分析中,将各"总体设计参数"分为 6 组,前 3 组与固定翼状态和飞行性能有关,后 3 组与升力风扇系统有关。一般来说,悬停状态与过渡状态都发生在低空,ρ 取海平面大气密度,并采用水平等加速度的过渡策略。

1) 设计巡航高度与翼载荷 W_0/S_{w}

分别取定飞行高度为海平面 0 km 和 10 km,翼载荷 W_0/S_{w} 为 1 250 N/m^2 和 3 000 N/m^2,如图 4 所示。就过渡状态而言,当设计巡航高度和巡航速度给定时,翼载荷越高,过渡态功重比越大,"富余功率"越大。而对于同一翼载荷,增加巡航高度或巡航速度能减小"富余功率"。图 4 中,1 表示翼载荷 3 000 N/m^2,2 表示翼载荷 1 250 N/m^2。

2) 过渡时间 t_{trs}

分别取定过渡时间 t_{trs} 为 1 min、4 min 和 25 min(近似 t_{trs} 无限长),如图 6 所示过渡态功重比各组成部分的变化规律。由图 6 可知,当出口叶栅偏角 $\delta = 0°$ 和风扇轴线倾角 $\theta = 90°$ 时,升力风扇系统功重比与过渡时间无关,而 t_{trs} 越短,推进系统功重比越大,使得过渡态峰值功重比越大。

再取定过渡时间为 30 s、20 s 和 10 s,研究整个过渡时间内的过渡态功重比积分值 E_{trs}/W_0 以衡量过渡阶段的总耗油量,如表 2 所示。而从过渡阶段耗油量的角度来说,表 2 中 t_{trs} 为 30 s 时,完成过渡所消耗燃油量最少; 如果动力系统功率有限,过渡时间

更长和燃料消耗更多。

表2 E_{trs}/W_0 与 t_{trs} 的关系

t_{trs}/s	$\frac{E_{trs}}{W_0}$/(kJ·N^{-1})	t_{trs}/s	$\frac{E_{trs}}{W_0}$/(kJ·N^{-1})
1 500	100	30	5.9
240	20	20	7.9
60	7.8	10	10

3) 升阻系数: $C_{L.trs}$、$C_{D0.trs}$

分别取定 $C_{L.trs}$ 为0.8和1.4与 $C_{D0.trs}$ 为0.01和0.03,由图6可知,增加过渡态全机最大升力系数能同时有效减小过渡态升力风扇系统与气动部件所致的功重比与减少过渡过程的燃油消耗量;而减小过渡态的阻力系数带来的影响较小。在过渡过程中兼顾附加重量及功耗,可以采用主动或者被动的流动控制方法提高最大可用升力系数。

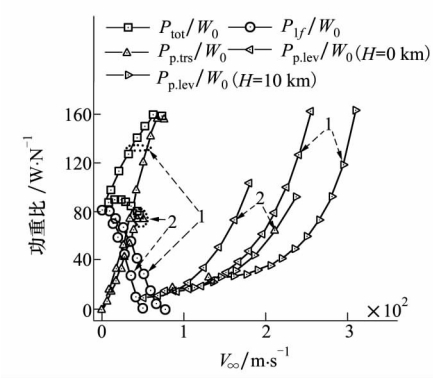


图4 悬停状态至固定翼状态的功重比特性

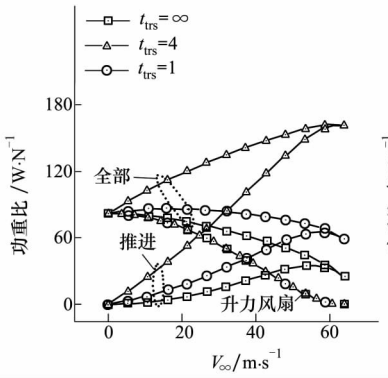


图5 过渡态功重比与 t_{trs} 的关系

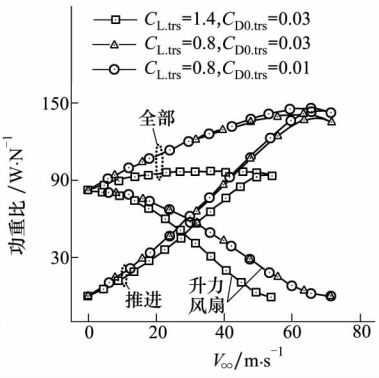


图6 过渡态功重比与 $C_{L.trs}$ 和 $C_{D0.trs}$ 的关系

4) 当量桨盘载荷 W_0/S_{fan}

取定 W_0/S_{fan} 为7 500、15 000、25 000 N/m^2,由图8可知,过渡状态下,减小 W_0/S_{fan} 能有效减小升力风扇系统功重比,通过增加风扇的桨盘面积可以减小“富余功率”和过渡过程的燃油消耗量,所以需要综合权衡翼载荷、固定翼功重比、升力风扇系统与气动布局参数对气动效率与装载空间的影响。

5) 无来流涵道拉力比例因子 q_0、风扇效率 η_{fan}

分别取定 q_0 为0.2和0.4,η_{fan} 为0.6和0.9,由图9可知,增加升力风扇系统的涵道效应和提高风扇效率都能有效降低过渡态升力风扇系统功重比和过渡过程的燃油消耗量。

6) 出口叶栅偏角 δ、风扇轴线偏角 θ

分别取定 δ 为0°和30°,θ 为80°和90°,可得 δ 与 θ 对过渡态的阻重比、功重比组成的影响,由图9和图10可知,向后偏转叶栅和向前倾斜风扇轴线都能有效地减小动量阻力,削平“阻力凸峰”,减小过渡态功重比和燃油消耗量。

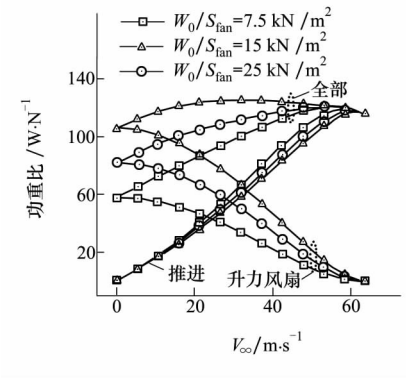


图7 过渡态功重比与 W_0/S_{fan} 的关系

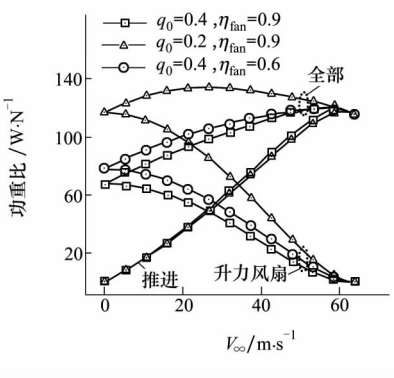


图8 过渡态功重比与 q_0 与 η_{fan} 的关系

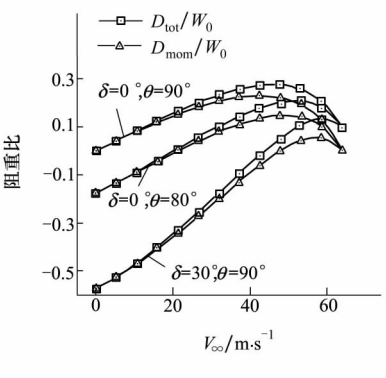


图9 过渡态下不同 δ 和 θ 对阻力组成的影响

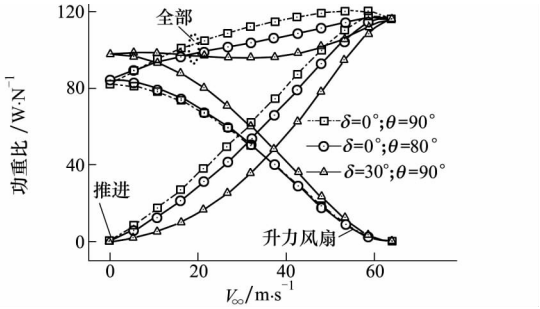


图 10　过渡态功重比与 δ 和 θ 的关系

4　结　论

基于经典的动量理论,建立了升力风扇垂直起降飞机的升阻、功率模型,分析了过渡状态各总体参数对“富余功率”和过渡过程的燃油消耗量的影响,可以得到以下结论:

1) 在悬停状态、固定翼状态以及存在阻力凸峰的过渡状态之间产生升力的物理机理差异使得升力风扇垂直起降飞机的动力系统在长时间工作的固定翼状态下存在“富余功率”,降低了巡航经济性。

2) 减小“富余功率”和节省过渡过程的燃油消耗量的设计指导原则: 减小起飞翼载荷、增大过渡态升力系数、增加巡航速度或巡航高度、减小当量桨盘载荷、偏转叶栅或前倾风扇轴线、增加无来流涵道拉力比例因子、增加风扇或推进系统效率。

3) 减小过渡时间也能减小“富余功率”,但过渡时间过短会造成过渡过程燃油消耗量增加,需要基于“总体设计参数”合理确定过渡时间,或者根据过渡时间指标,合理匹配各“总体设计参数”。

参考文献:

[1] Ф. П. 库罗奇金, 垂直起落飞机设计原理. 北京: 国防工业出版社, 1973

[2] Paul M Bevilaqua. Inventing the F-35 Joint Strike Fighter. AIAA-2009-1650

[3] Thomas C Nietz, Scott Baber. An Innovative UAV Design. AIAA-2004-6380

[4] 刘沛清, 空气螺旋桨理论及其应用. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006, 55-65
Liu Peiqing. The Theory and Application of Propellers. Beijing: BUAA Press, 2005, 55-65 (in Chinese)

[5] 张德先, 陈仁良. 高速直升机涵道风扇矢量推进系统模型悬停状态的气动力测量研究. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 281-287
Zhang Dexian, Chen Renliang. Measurement Investigation on the Aerodynamics of Vectored Thrust Ducted Propeller. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(3): 281-287(in Chinese)

[6] Nicolas Thouault, Christian Breitsamter, Corin Gologan, Nikolaus A. Adams. Numerical Analysis of Design Parameters for a Generic Fan-in-Wing Configuration. Aerospace Science and Technology, 2011, 14: 65-77

[7] 李建波, 高　正, 唐正飞等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164-168
Li Jianbo, Gao Zheng, Tang Zhengfei, et al. Experimental Investigation on Lift and Drag of Ducted Fan System. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(2): 164-168 (in Chinese)

[8] 郑志成, 周　洲, 昌　敏, 王　琛. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性初步分析. 西北工业大学学报, 2012, 30(1): 6-10
Zheng Zhicheng, Zhou Zhou, Chang Min, Wang Chen. Analyzing Drag Characteristics to Obtain Effective Guidelines for Configuration Design of Lift-Fan VTOL. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(1): 6-10 (in Chinese)

[9] Kriebel A R. Theoretical Investigation of Static Coefficients, Stability Derivatives, and Interference for Ducted Propellers. AD-602269, 1990

[10] Daniel P Raymer. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999.

Analysis of Conceptual Parameters of Lift-Fan VTOL Aircraft in Transition

Chang Min, Zhou Zhou, Zheng Zhicheng
(Science and Technology on UAV Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Lift-fan VTOL aircraft is a special type of fixed wing aircraft, whose three modes are: helicopter-like hover, fixed-wing, and special transition. Among these three modes, aerodynamic lift system and direct lift system share only one engine system. The working conditions of the two lift systems differ apparently. Consequently, the relationships among conceptual parameters of lift-fan VTOL aircraft are different from those of conventional aircraft. On the basis of classical momentum theory, we established a preliminary model for analyzing characteristics of lift, drag and power. Then we assessed the impacts of the conceptual parameters exerted on characteristics of total drag and power consumed. We gave feasible methods for so selecting and weighing the conceptual parameters as to meet the requirements of reducing "surplus power" and saving more fuel during transition for cruising efficiency. The three conclusions in section 4 of the full paper, in our opinion, can provide effective guidance for the preliminary design of lift-fan VTOL aircraft.

Key words: design, drag, efficiency, fixed wings, flowcharting, lift, mathematical models, schematic diagrams, VTOL/STOL aircraft; drag peak, fixed wing mode, hover, lift-fan, momentum theory, surplus power, transition

2013年初我国有三篇论文为IAA(《国际航空空间摘要》)分别以49、38、38高行数收录

2013年IAA(《国际航空空间摘要》)1月号及2月号以高行数收录了中国工作单位的三篇论文。这三篇的第一作者、所属工作单位、IAA编号、IAA类别、IAA收录行数如下:

第一作者		IAA		
姓名	所属单位	编号	类别	行数
Lin Changsong	中国地质大学(北京)	AE13-03914	Geosciences(General)	49
Lou Yu-Qing	清华大学	AE13-02165	Astronomy(天文学)	38
Zhang Gang	哈尔滨工业大学	AE13-05715	General(一般)	38

胡沛泉
2013年6月