

三轴承偏转喷管驱动力矩计算及动态特性分析

刘 帅, 王占学, 周 莉, 刘增文

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于三轴承偏转喷管(3BSN)运动规律模型及给定的三轴承偏转喷管偏转规律, 建立三轴承偏转喷管各段旋转喷管的驱动力矩计算模型, 分别对 3 段旋转喷管进行了受力分析, 得出了喷管重力及燃气气动力对各段喷管旋转瞬轴的力矩随喷管偏转角度的变化规律. 改变喷管可实现最大偏转角度及第 2,3 段喷管长度得出了喷管几何参数对各段喷管旋转瞬轴力矩的影响. 第 2,3 段喷管气动力对喷管旋转瞬轴的最大力矩随喷管可实现最大偏转角度的增大而增大, 且位置发生在最大偏转角度的约 70% 角度位置. 第 2,3 段喷管气动力对喷管旋转瞬轴的力矩随第 2,3 段喷管长度的增加而增大.

关 键 词: 三轴承偏转喷管; 短距/垂直起降; 力矩; 偏转规律; 动态特性

中图分类号: V233

文献标志码: A

Calculation and dynamic characteristics analysis for the driving moment of three bearing swivel nozzle

LIU Shuai, WANG Zhan-xue, ZHOU Li, LIU Zeng-wen

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The driving moment calculation model of each nozzle segment of the three bearing swivel nozzle (3BSN) was built based on the deflection law model and the given deflection law of the 3BSN. The changing law of the moment produced by each nozzle segment's gravity and gas aerodynamic force to the instantaneous rotation axis with the varying nozzle deflection angle was obtained by respective force analysis for each nozzle segment. The effect of the nozzle geometrical parameters on the moment to the nozzle instantaneous rotation axis was obtained by changing the realizable maximum nozzle deflection angle and the length of the second and third nozzle segments. The maximum moment of the second and third nozzle segments' aerodynamic force to the instantaneous rotation axis increased with the realizable maximum deflection angle of the nozzle and occurred at the location in approximately 70% of the maximum deflection angle. The moment of the second and third nozzle segments' aerodynamic force to the instantaneous rotation axis increased with the nozzle segment's length increases.

Key words: three bearing swivel nozzle; short/vertical takeoff and landing; moment; deflection law; dynamic characteristics

三轴承偏转喷管主要应用在短距/垂直起降飞机用发动机上, 提供飞机短距/垂直起降所需的大偏转角度矢量推力, 如前苏联的“YAK-141”战

斗机及美国的“F-35B”战斗机的升力部件都采用三轴承偏转喷管实现 0° 到大于 90° 的矢量推力. 三轴承偏转喷管结构简单, 质量轻, 气动性能好,

收稿日期: 2015-04-14

基金项目: 国家自然科学基金(51306151, 51576163)

作者简介: 刘帅(1986—), 女, 辽宁沈阳人, 博士生, 主要从航空发动机总体方面研究.

横截面积小,利于飞机实现超声速飞行,且可以实现俯仰及偏航方向上的任意角度偏转,能够提供飞机需要的各种姿态控制^[1-9].

三轴承偏转喷管偏转机构所需的驱动力矩计算是确定喷管作动系统体积、质量及设计复杂程度的关键^[10].三轴承偏转喷管特殊的偏转形式使喷管偏转过程中各段喷管的旋转轴与喷管偏转的绝对轴存在异向性.如图1所示,在喷管偏转过程中,第2,3段喷管相对于前段喷管的转轴在绝对坐标系的方向不断变化,即第2,3段喷管绕瞬轴旋转.除此之外,各段喷管的驱动力矩需克服喷管重力、各段喷管间旋转联接处的周向摩擦力及燃气通过偏转喷管时对喷管产生的气动力等对喷管瞬轴的力矩.喷管偏轴方向与各段喷管瞬轴方向的异向性及摩擦力、重力、非定常气动力对喷管瞬轴的力矩增大了三轴承偏转喷管驱动力矩求解模型的复杂度.国内外关于三轴承偏转喷管驱动力矩计算模型的相关文献鲜见公开,国内仅对火箭发动机的摆动喷管驱动力矩进行了建模研究^[11-14],其力矩计算方法对三轴承偏转喷管驱动力矩计算具有指导意义.本文以三轴承偏转喷管的三段喷管为研究对象,建立各段喷管驱动力矩计算模型,对三轴承偏转喷管的各段驱动力矩进行分析研究.

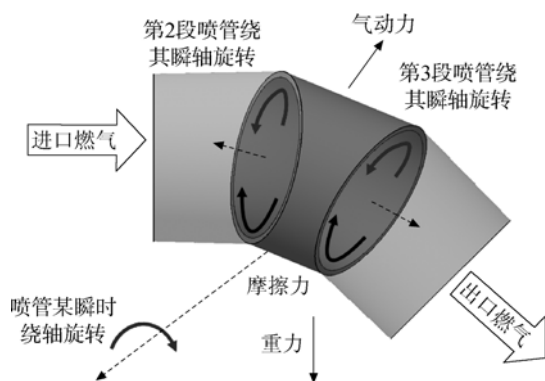


图1 三轴承偏转喷管偏转方向及受力示意图

Fig. 1 Deflection direction and force diagram of the 3BSN

1 驱动力矩建模

1.1 基本假设

三轴承偏转喷管在偏转过程中,各段喷管驱动力矩主要需克服喷管重力、各段喷管间旋转联接处的周向摩擦力及燃气通过偏转喷管时对喷管产生的气动力对喷管旋转瞬轴的力矩.燃气流过喷管时由于气流的黏性作用与喷管壁面产生切向力,该切向力对喷管旋转瞬轴的力矩很小可以忽略不计,除此之外燃气流过喷管时受到的体积力也很小可以忽略不计.由于喷管偏转方向在俯仰平面内,故燃气对喷管的气动力可视为在俯仰平面内以减小驱动力矩计算模型的复杂度.喷管内燃气除受到喷管壁面对燃气的表面力还受到喷管进出口的截面压力,根据数值模拟结果^[12],可以假设燃气在各段喷管进、出口截面静压均等分布.综上所述,对三轴承偏转喷管驱动力矩计算模型进行如下合理假设.

1) 三轴承偏转喷管驱动力矩仅克服喷管重力、各段喷管间旋转联接处的周向摩擦力及燃气通过偏转喷管时对喷管产生的气动力等对喷管瞬轴的力矩.

2) 第1段喷管进口及出口(第2段喷管进口)与第2段喷管出口(第3段进口)的质量流量相等且不随时间变化.

3) 燃气流过各段喷管时对喷管的气动力在二维俯仰平面内.

4) 燃气在各段喷管进、出口截面静压均等分布.

1.2 坐标系建立

如图2所示,基于三轴承偏转喷管运动规律模型^[15-17],为简化计算量,将坐标系 $Oxyz$, $O_0x_0y_0z_0$ 的 O, O_0 点与 $O_1x_1y_1z_1$ 坐标系的 O_1 点重合.

第2段喷管相对第1段喷管的旋转瞬轴为 n_2 ,与坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 中的 x_1 轴重合.第3段喷管相对于第2段喷管的旋转瞬轴为 n_3 ,与坐标系

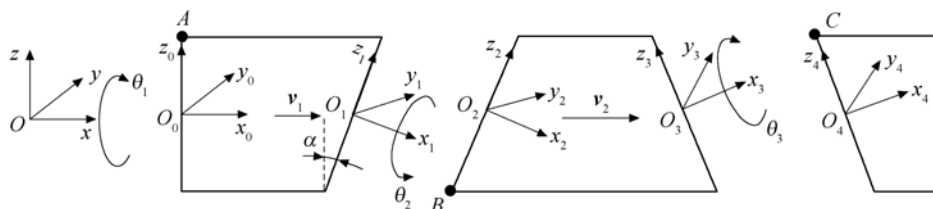


图2 三轴承偏转喷管运动规律模型

Fig. 2 Motion law model of the 3BSN

$O_3 x_3 y_3 z_3$ 中的 x_3 轴重合. 为使模型推导简便, 根据图 2 建立的坐标系分别得出第 2, 3 段喷管旋转瞬轴 n_2 与 n_3 在绝对坐标系 $Oxyz$ 的方向分别为 $(n_2)_O = C_{O_0 O_1} C_{O_1 O_2} (n_2)_{O_1}$, $(n_3)_O = C_{O_0 O_1} C_{O_1 O_2} C_{O_2 O_3} (n_3)_{O_3}$. 其中 $C_{O_0 O_1}$, $C_{O_1 O_2}$, $C_{O_2 O_3}$ 分别为坐标系 $O_0 x_0 y_0 z_0$ 与 $Oxyz$, $O_1 x_1 y_1 z_1$ 与 $O_0 x_0 y_0 z_0$, $O_2 x_2 y_2 z_2$ 与 $O_1 x_1 y_1 z_1$ 及 $O_3 x_3 y_3 z_3$ 与 $O_2 x_2 y_2 z_2$ 的坐标变换余弦矩阵.

1.3 驱动力矩计算模型

三轴承偏转喷管在偏转过程中, 第 1 段喷管旋转瞬轴方向不随时间变化, 第 2, 3 段喷管旋转瞬轴方向随时间改变. 以第 1, 2 段喷管为研究对象, 建立驱动力矩计算模型, 第 3 段喷管驱动力矩计算模型与第 2 段喷管基本一致.

1.3.1 第 1 段喷管驱动力矩计算模型

图 3 为第 1 段喷管驱动力矩计算模型示意图. 三轴承偏转喷管由水平偏转至垂直位置的过程中, 第 1 段喷管驱动力矩需克服第 1 段喷管旋转时与发动机联接处的周向摩擦力、第 1, 2, 3 段喷管的重力及燃气通过第 1, 2, 3 段喷管后对喷管产生的气动力对第 1 段喷管旋转轴的力矩. 喷管由 0° 偏转至 90° 过程中, 以某一瞬时的三段喷管整体为研究对象, 设第 1 段喷管旋转轴处的力矩和为 $\sum M_i$, 根据动量矩定理则有

$$\sum M_i = (J_{1n_1} + J_{2n_1} + J_{3n_1}) \frac{d\omega_1}{dt} \quad (1)$$

$$\sum M_i = M_{d_1} + M_{f_1} + M_{G_1 n_1} + M_{G_2 n_1} + M_{G_3 n_1} + M_{j_1 n_1} + M_{j_2 n_1} + M_{j_3 n_1} \quad (2)$$

其中 ω_1 为第 1 段喷管旋转角速度; J_{1n_1} , J_{2n_1} , J_{3n_1} 分别为第 1, 2, 3 段喷管对第 1 段喷管转轴的转动惯量; M_{d_1} 为对第 1 段喷管旋转轴的驱动力矩; M_{f_1} 为对第 1 段喷管旋转轴的摩擦力矩; $M_{G_1 n_1}$, $M_{G_2 n_1}$, $M_{G_3 n_1}$ 分别为第 1, 2, 3 段喷管对第 1 段喷管旋转轴的重力矩. $M_{j_1 n_1}$, $M_{j_2 n_1}$, $M_{j_3 n_1}$ 分别为第 1, 2, 3 段喷管对第 1 段喷管旋转轴的气动力矩. 由于第 1 段喷管旋转轴方向 n_1 始终与 $Oxyz$ 坐标系的 x 轴重合, 喷管偏转过程中第 1 段喷管旋转方向不变, 故仅需对 x 轴求力矩. 根据假设 3, 燃气流过各段喷管时对喷管的气动力在俯仰平面内, 故气动力对 n_1 轴的力矩 $M_{j_1 n_1}$, $M_{j_2 n_1}$, $M_{j_3 n_1}$ 为零. 根据喷管矢量角非线性控制规律^[12], 喷管偏转过程中, 第 1 段喷管筒体匀速转动, ω_1 可视为常数, 将式(2)带入式(1)可得

$$M_{d_1} + M_{f_1} + M_{G_1 n_1} + M_{G_2 n_1} + M_{G_3 n_1} = 0 \quad (3)$$

设第 1, 2, 3 段喷管所受重力 G_1, G_2, G_3 的作用点分别为 A, B, C. 如图 3 所示, 3 点在所在喷管的固联坐标系的坐标分别为 $(A)_{O_0} = (x_A, y_A, z_A)$, $(B)_{O_2} = (x_B, y_B, z_B)$, $(C)_{O_4} = (x_C, y_C, z_C)$, 通过坐标变换可以得到 A, B, C 三点在绝对坐标系 $Oxyz$ 的坐标 $(A)_O = C_{O_0 O_1} (A)_{O_0}$, $(B)_O = C_{O_0 O_1} C_{O_1 O_2} (B)_{O_2}$, $(C)_O = C_{O_0 O_1} C_{O_1 O_2} C_{O_2 O_3} (C)_{O_4}$. G_1, G_2, G_3 在绝对坐标系可分别表示为 $(0, -|G_1|, 0)$, $(0, -|G_2|, 0)$, $(0, -|G_3|, 0)$. 第 1 段喷管旋转轴线矢量 $n_1 = (-1, 0, 0)$, n_1 的起始点坐标与 O 点重合, 则 G_1, G_2, G_3 对 n_1 的矩可表示为

$$M_{G_1 n_1} = (OA \times G_1) n_1 \quad (4)$$

$$M_{G_2 n_1} = (OB \times G_2) n_1 \quad (5)$$

$$M_{G_3 n_1} = (OC \times G_3) n_1 \quad (6)$$

又有

$$M_{f_1} = (f_1 \times r_1) n_1 \quad (7)$$

式中 f_1 为轴承转动摩擦力, $f_1 = \mu P$, μ 为摩擦因数, 受轴承型式、负荷、转速、润滑方式等的影响, P 为轴承负荷.

将式(4)~式(7)带入式(3)即可得出第 1 段喷管的驱动力矩 M_{d_1} .

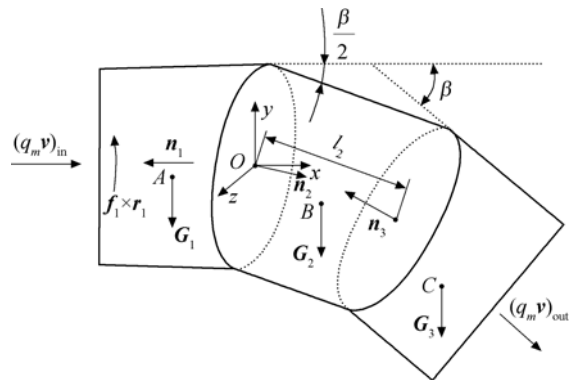


图 3 第 1 段喷管驱动力矩计算模型

Fig. 3 Driving moment calculation model of the first nozzle segment

1.3.2 第 2, 3 段喷管驱动力矩计算模型

图 4 为第 2 段喷管驱动力矩模型示意图, 三轴承偏转喷管由水平偏转至垂直位置的过程中, 第 2 段喷管驱动力矩需克服第 2 段喷管旋转时与第 1 段喷管联接处的周向摩擦力、第 2, 3 段喷管的重力及燃气通过第 2, 3 段喷管后对喷管产生的气动力对第 2 段喷管旋转轴的力矩. 喷管由 0° 偏

喷管固联的坐标系 $O_2 x_2 y_2 z_2$ 中的坐标为 $(\mathbf{D})_{O_2} = (x_D, y_D, z_D)$, 在绝对坐标系为 $(\mathbf{D})_O = C_{O_0 O_1} C_{O_1 O_2} C_{O_1 O_2} (\mathbf{D})_{O_2}$, 设 $\mathbf{F}_{j_3}$ 对第 3 段喷管的作用点 E 在与第 3 段喷管固联的坐标系 $O_4 x_4 y_4 z_4$ 中的坐标为 $(\mathbf{E})_{O_4} = (x_E, y_E, z_E)$, 在绝对坐标系为 $(\mathbf{E})_O = C_{O_0 O_1} C_{O_1 O_2} C_{O_1 O_2} C_{O_2 O_3} C_{O_3 O_4} (\mathbf{E})_{O_4}$, 则可知 $\mathbf{F}_{j_2}$, $\mathbf{F}_{j_3}$ 对 $\mathbf{n}_2$ 的矩为

$$M_{j_2 \mathbf{n}_2} = (\mathbf{O}_2 \mathbf{D} \times \mathbf{F}_{j_2}) \cdot \mathbf{n}_2 \quad (19)$$

$$M_{j_3 \mathbf{n}_2} = (\mathbf{O}_2 \mathbf{E} \times \mathbf{F}_{j_3}) \cdot \mathbf{n}_2 \quad (20)$$

又有

$$M_{f_2} = (\mathbf{f}_2 \times \mathbf{r}_2) \cdot \mathbf{n}_2 \quad (21)$$

将式(10)~式(11)、式(19)~式(21)带入式(8)即可得出第 2 段喷管的驱动力矩 M_{d_2} .

2 计算结果

由上述模型可知,当摩擦力一定时,摩擦力对喷管旋转轴的力矩为常数.假设气动力及重力作用点都作用在喷管几何中心,则第 1 段喷管驱动力矩在喷管由 0° 偏转至 90° 的过程中仅需克服摩擦力对旋转轴的矩.

喷管几何参数一定时,则可得出气动力及重力对第 2,3 段喷管旋转瞬轴的力矩随喷管偏转角度的变化趋势.喷管最大偏转角度为 95° ,各段喷管倾斜截面的倾斜角度为 23.75° ,第 2 段喷管中心线长度为 54 mm,第 3 段喷管中心线长度为 30 mm,喷管偏转角度为 0° 时,燃气各截面参数为 $q_m v_1 = 79.5 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2$, $q_m v_2 = 82 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2$, $q_m v_3 = 161 \text{ kg} \cdot \text{m/s}^2$,为简便计算,忽略喷管偏转时各截面燃气的速度变化.与 $q_m v$ 项相比,式(16)、式(17)中的 $m \frac{dv}{dt}$ 项数量级很小,可忽略不计.第 2 段喷管重力为 7.13 N,第 3 段喷管重力为 3.73 N.

图 5、图 6 分别为气动力及重力对第 2,3 段喷管旋转瞬轴的矩随喷管偏转角度 (β) 的变化趋势,比较图 5、图 6 可以看出,第 2 段喷管重力及气动力对其旋转瞬轴的矩随喷管偏转角度的变化趋势与第 3 段基本相同.重力对喷管旋转瞬轴的矩 M_G 随着喷管偏转角度 β 的增加而降低,第 2,3 段喷管气动力对其旋转瞬轴的矩 M_j 随着喷管偏转角度的增加先增大后减小,第 2,3 段喷管气动力对其旋转瞬轴的最大力矩均出现在喷管偏转至约 70° 位置.气动力对喷管旋转瞬轴的矩的作用效果与重力对喷管旋转瞬轴的矩的作用效果相反.当喷管偏转至某一角度时,第 3 段喷管气动力

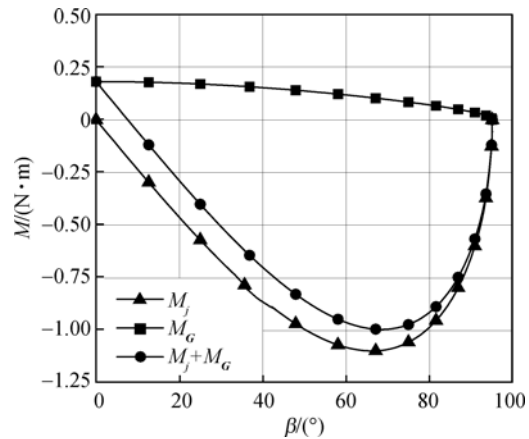


图 5 第 2 段喷管重力及气动力对旋转瞬轴的力矩随喷管偏转角度的变化关系

Fig. 5 Relationship between the moment of the second nozzle segment's gravity, aerodynamic force to the instantaneous rotation axis and deflection angles

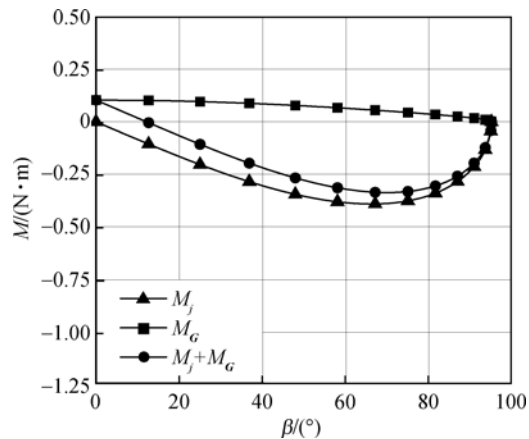


图 6 第 3 段喷管重力及气动力对旋转瞬轴力矩随喷管偏转角度的变化关系

Fig. 6 Relationship between the moment of the third nozzle segment's gravity, aerodynamic force to the instantaneous rotation axis and the nozzle deflection angle

与重力对其旋转瞬轴的合力矩小于第 2 段喷管气动力与重力对其旋转瞬轴的合力矩.

图 7 及图 8 分别为喷管可实现最大偏转角度 $\beta_{\max} = 85^\circ, 90^\circ$ 及 95° 时,第 2,3 段喷管气动力及重力对其旋转瞬轴力矩随喷管偏转角度的变化趋势.从图 7、图 8 可以看出,随着喷管可实现的最大偏转角度的增加,重力及气动力对第 2,3 段喷管旋转瞬轴力矩随喷管偏转角度的变化趋势基本不变,且重力对喷管旋转瞬轴力矩的大小随着喷管可实现最大偏转角度的增加基本不变.喷管可实现最大偏转角度增大时,气动力对旋转瞬轴的力矩也随之增大,

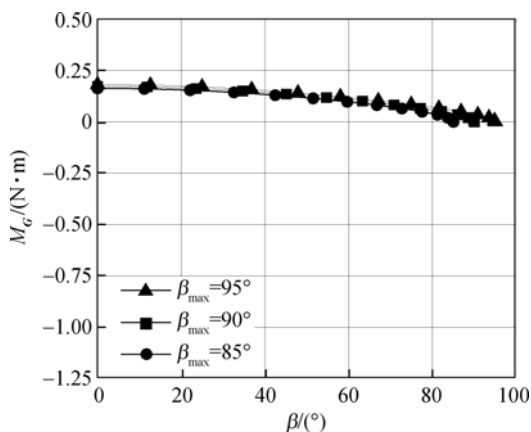
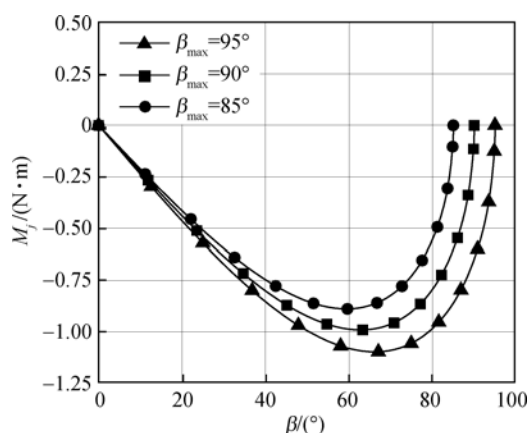
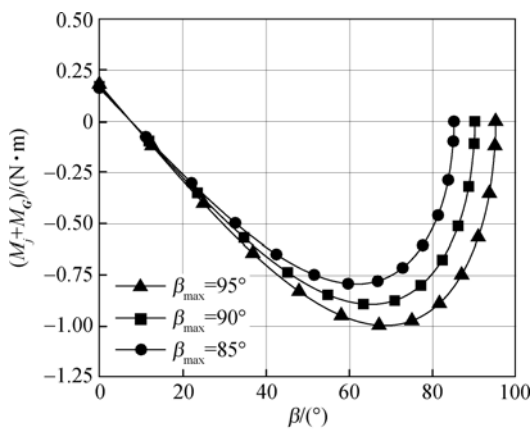
(a) M_c 随 β 的变化趋势(b) M_j 随 β 的变化趋势(c) M_c 与 M_j 随 β 的变化趋势

图7 喷管最大偏转角度对第2段喷管气动力及重力对旋转瞬轴的力矩的影响

Fig. 7 Effect of the maximum nozzle deflection angle on the moment of the second nozzle segment's gravity and aerodynamic force to the instantaneous rotation axis

气动力对第2,3段喷管旋转瞬轴的最大力矩随喷管可实现最大偏转角度的增大而增大,且出现最大力矩的喷管偏转角度位置约出现在喷管最大偏转角度约70%的角度位置.气动力与重力对第

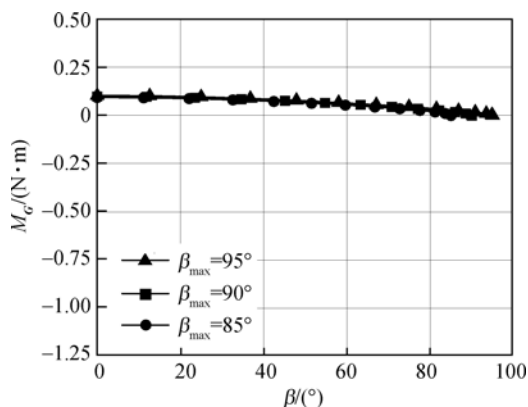
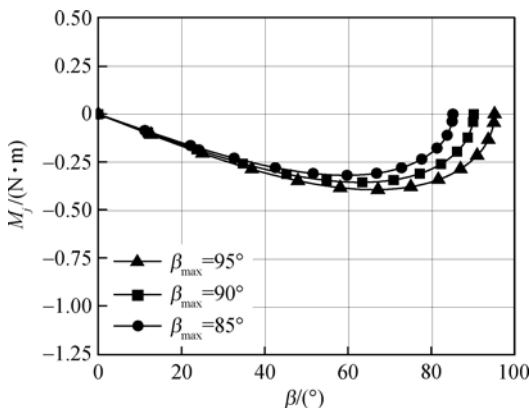
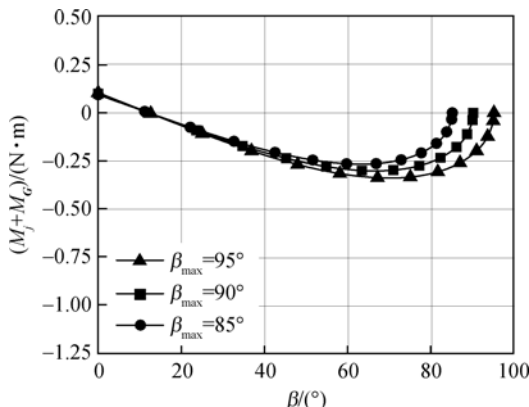
(a) M_c 随 β 的变化趋势(b) M_j 随 β 的变化趋势(c) M_c 与 M_j 随 β 的变化趋势

图8 喷管最大偏转角度对第3段喷管气动力及重力对旋转瞬轴的力矩的影响

Fig. 8 Effect of the maximum nozzle deflection angle on the moment of the third nozzle segment's gravity and aerodynamic force to the instantaneous rotation axis

2,3段喷管旋转瞬轴的力矩和随喷管偏转角度的变化趋势与气动力的变化趋势类似.

图9为喷管可实现最大偏转角度为95°,第2段喷管长度增加20%,第3段喷管长度不变及第3段喷管长度增加33%,第2段喷管长度不变时,喷管重力及气动力对第2段喷管旋转瞬轴力矩随

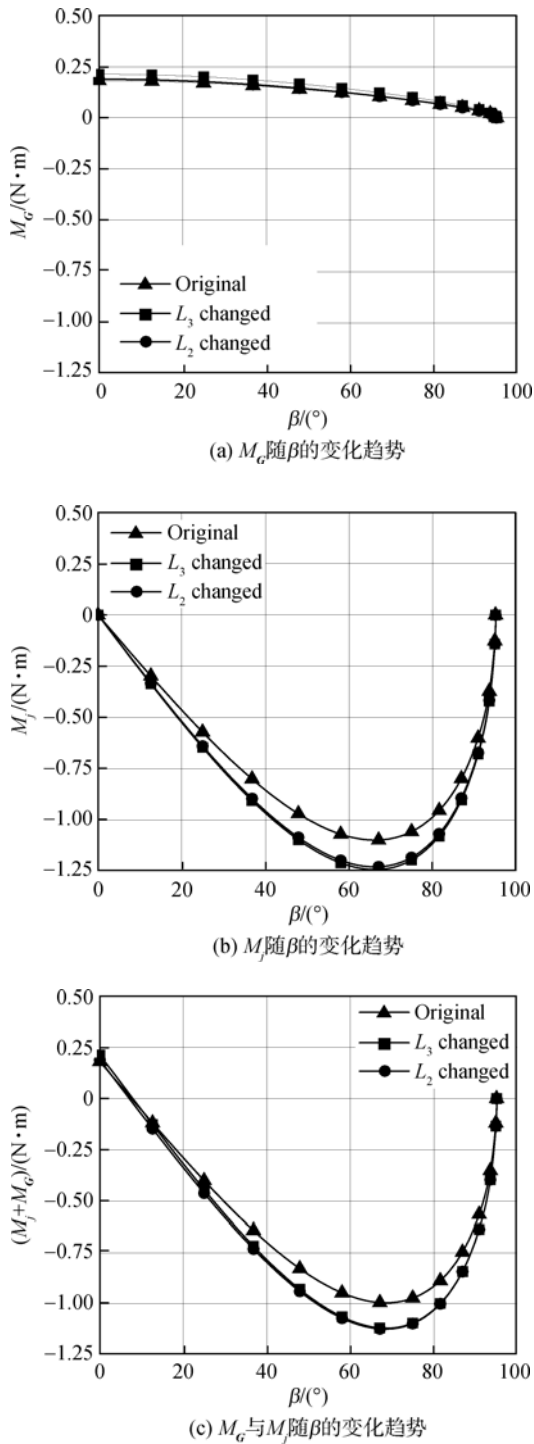


图 9 喷管长度对第 2 段喷管气动力及重力对瞬轴力矩的影响

Fig. 9 Effect of the nozzle length on the moment of the second nozzle segment's gravity and aerodynamic force to the instantaneous rotation axis

喷管偏转角度的变化趋势. 从图 9 可以看出第 2, 3 段喷管长度增加后, 喷管重力对第 2 段喷管旋转瞬轴的力矩大小基本不变, 气动力对第 2 段喷管旋转瞬轴的力矩增加, 气动力对第 2 段喷管的旋转瞬轴力矩的最大值增大, 最大力矩所在喷管

偏转角度位置不变. 第 3 段喷管长度增加后的气动力对第 2 段喷管旋转瞬轴的力矩与第 2 段喷管长度增加后的变化趋势基本相同.

图 10 为喷管可实现最大偏转角度为 95° , 第 3 段喷管长度 L_3 由 30 mm 改为 40 mm 时喷管重

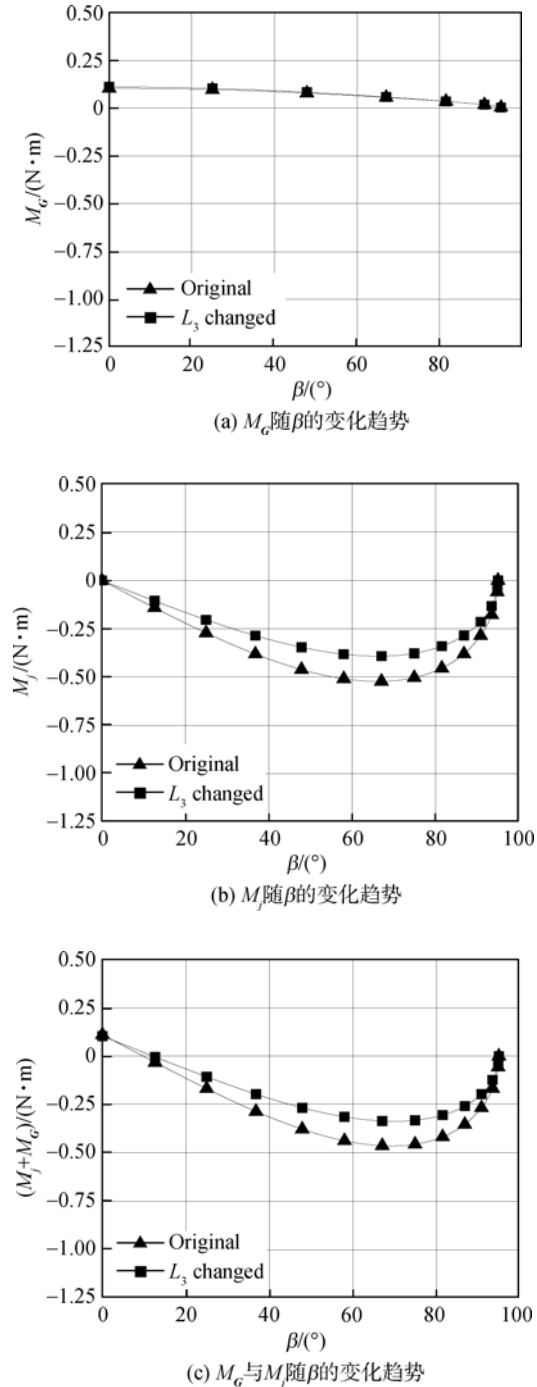


图 10 喷管长度对第 3 段喷管气动力及重力对瞬轴力矩的影响

Fig. 10 Effect of the nozzle length on the moment of the third nozzle segment's gravity and aerodynamic force to the instantaneous rotation axis

力及气动力对第3段喷管旋转瞬轴的力矩随喷管偏转角度的变化趋势.从图10可以看出第3段喷管长度增加后,喷管重力对第3段喷管旋转瞬轴的力矩大小基本不变;喷管偏转至某一角度时,气动力对第3段喷管旋转瞬轴的力矩增加;气动力对第3段喷管的旋转瞬轴力矩的最大值增大,最大力矩所在喷管偏转角度位置不变.

3 结 论

1) 建立了三轴承偏转喷管的驱动力矩计算模型,得出了气动力及重力对给定几何参数的喷管旋转瞬轴力矩随喷管偏转角度的变化趋势及最大力矩出现偏转角度位置.通过改变喷管可实现最大偏转角度及第2,3段喷管长度得出了喷管几何参数对各段喷管旋转瞬轴力矩的影响.

2) 忽略摩擦时,第2段喷管旋转瞬轴的驱动力矩大于第3段喷管旋转瞬轴的驱动力矩,且气动力及重力对旋转瞬轴的力矩随着偏转角度的增加先增大后减小,在工程应用三轴承偏转喷管时应动态调节第2,3段喷管的驱动力矩,合理分配第2,3段喷管驱动力矩的大小.

3) 喷管几何参数对第2,3段喷管旋转瞬轴力矩有一定影响.第2,3段喷管长度分别增加20%及33%时,第2段喷管的驱动力矩增大约13%及12%,第3段喷管的驱动力矩增大约33%;喷管可实现最大偏转角度增大时,喷管旋转瞬轴的偏转角度随之变化导致第2,3段喷管的驱动力变大,气动力对喷管旋转瞬轴的最大力矩随最大偏转角度的增大而位置后移,最大驱动力矩出现在最大偏转角度的约70%角度位置.

参考文献:

- [1] Palcza J L, Lander J A. Exhaust nozzle deflector systems for V/STOL fighter aircraft[R]. AIAA 74-1169, 1974.
- [2] Kentfield J A C. Nozzles for jet-lift V/STOL aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1967, 4(4): 283-291.
- [3] Lu F K, Terrier D A. Performance analysis of STOVL aircraft nozzle in hover[R]. AIAA-2013-184, 2013.
- [4] Kurti A, Batt R W. Planetary gear system drive mechanism; US, 3485450[P]. 1967-12-19.
- [5] Roberts M C L. Apparatus for moving rotatable components; Europe, EP1775485A2[P]. 2007-04-18.
- [6] Nash D O. Swivelable jet nozzle; US, 3687374[P]. 1972-08-29.
- [7] Wildner W. Exhaust gas deflecting pipe; US, 3441220[P]. 1969-08-29.
- [8] Schweikl L. Exhaust gas deflecting pipe; US, 3525475[P]. 1970-08-25.
- [9] Woodward C S. Vectorable exhaust nozzle for a gas turbine engine; US, 4679732[P]. 1987-06-14.
- [10] 王占学, 刘帅, 周莉. S/VTOL 战斗机用推力矢量喷管技术的发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 1-6.
WANG Zhanxue, LIU Shuai, ZHOU Li. Development and critical technology analysis on technology of short/vertical takeoff and landing fighter[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 1-6. (in Chinese)
- [11] 杨世学. 柔性喷管力矩特性的识别[J]. 宇航学报, 1989, 10(4): 16-22.
YANG Shixue. Identification of the torque characteristics of the flexible joint nozzle[J]. Journal of Astronautics, 1989, 10(4): 16-22. (in Chinese)
- [12] 杨世学. 柔性喷管全轴摆动动态特性分析与计算[J]. 宇航学报, 1985, 6(1): 59-77.
YANG Shixue. The analysis and calculation for the dynamic characteristics of the omniaxial movable flexible joint nozzle[J]. Journal of Astronautics, 1985, 6(1): 59-77. (in Chinese)
- [13] 尤军锋, 张永敬, 常新龙. 球窝喷管接触应力及摆动力矩计算[J]. 固体火箭技术, 2001, 24(3): 20-24.
YOU Junfeng, ZHANG Yongjing, CHANG Xinlong. Calculation of the contact stress and deflection torque of ball socket nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2001, 24(3): 20-24. (in Chinese)
- [14] 杨思孝. 珠承全轴摆动喷管的设计和分析[J]. 固体火箭技术, 1993(3): 23-30.
YANG Sixiao. Design and analysis of a bead support bearing-gimbaled nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1993(3): 23-30. (in Chinese)
- [15] 刘帅, 王占学, 周莉, 等. 三轴承旋转喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 656-663.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Three bearing swivel nozzle vector deflection law study and fluid field calculation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 656-663. (in Chinese)
- [16] 刘增文, 李瑞宇, 刘帅, 等. 三轴承旋转喷管型面设计与运动规律研究[J]. 机械设计与制造, 2014(7): 65-67.
LIU Zengwen, LI Ruiyu, LIU Shuai, et al. Study on three bearing swivel nozzle inner contour design and motion law of the nozzle[J]. Machinery Design and Manufacture, 2014(7): 65-67. (in Chinese)
- [17] 杨帆, 刘增文, 刘帅, 等. 三轴承旋转喷管型面设计与分析[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 77-80.
YANG Fan, LIU Zengwen, LIU Shuai, et al. Design and analysis of three bearing swivel nozzle inner contour[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(2): 77-80. (in Chinese)
- [18] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.