必要加速度ベクトルに基づいた，航空機の方位角・経路角制御の一方法^{*1}

A Heading and Flight-Path Angle Control of Aircraft Based on Required Acceleration Vector

芳 谷 直 治^{*2}

Naoharu YOSHITANI

Key Words: Flight Dynamics, Guidance and Control, Flight-Path Angle, Heading Angle, Acceleration Vector

Abstract: This paper describes a control of heading and flight-path angles of aircraft to time-varying command angles. The controller first calculates an acceleration command vector ($\vec{a}_c^V$), which is vertical to the velocity vector. $\vec{a}_c^V$ consists of two components; the one is feedforward acceleration obtained from the rates of command angles, and the other is feedback acceleration obtained from angle deviations by using PID control law. A bank angle command around the velocity vector and commands of pitch and yaw rates are then obtained to generate the required acceleration. A roll rate command is calculated from bank angle deviation. Roll, pitch and yaw rate commands are put into the attitude controller, which can be composed of any suitable control laws such as PID control. The control requires neither aerodynamic coefficients nor online calculation of the inverse dynamics of the aircraft. A numerical simulation illustrates the effects of the control.

記号の説明

- ϕ, θ, ψ : ロール角, ピッチ角, ヨー角
 p, q, r : ロール角速度, ピッチ角速度, ヨー角速度
 α, β : 迎角, 横滑り角
 ϕ_b : バンク角 (速度ベクトル回り)
 λ, γ : 進行方向の方位角 (上から見て時計回りが正), 経路角 (上昇角)
 $\vec{g}$: 重力加速度ベクトル, $g = |\vec{g}|$
 $\vec{V}_a$: 航空機速度ベクトル, $V_a = |\vec{V}_a|$
 $x^E y^E z^E$ 系: 各軸が北, 東, 下を表わす静止座標系
 $x^B y^B z^B$ 系: 機体軸系
 $x^W y^W z^W$ 系: 風軸系
 $x^V y^V z^V$ 系: 各軸がそれぞれ, x^W 方向 ($\vec{V}_a$ 方向), 水平右方向, および $x^V y^V$ 面に垂直下方向を表わす座標系 (速度軸系)
 $x^C y^C z^C$ 系: 各軸がそれぞれ, 速度指令値ベクトル $\vec{V}_{ac}$ の方向, 水平右方向, および $x^C y^C$ 面に垂直下方向を表わす座標系 (指令軸系)
 $\vec{a}_c^V$: 航空機加速度指令値ベクトル ($y^V z^V$ 面内)
 $(\cdot)_c$: 指令値
 $(\cdot)^T$: ベクトルや行列の転置
 $(\dot{\cdot})$: 時間に関する微分

第 1 図に機体軸系, 速度ベクトルとおもな角度, 角速度

を示す.

1. はじめに

無人機の自律飛行, および人間パイロットや管制官の負荷低減のためには, 航空機を 3 次元空間内の目標方位や目標経路に沿って自動的に飛行させる技術, すなわち自動方位制御または自動経路制御の技術が必要である. このような制御技術については従来, いくつかの方法が提案されている¹⁻⁴⁾. これらの方法はいずれも, 航空機運動の逆システムを用いて舵面角度などの操作量を求めており, フィードバック制御では空力微係数などの値を必要とする.

本稿では, 航空機の方位角と経路角の制御において, 進行方向に垂直な面内において航空機に必要な加速度ベクトルを加速度指令値としてまず求め, それに基づいてロール, ピッチ, ヨーの角加速度指令値を算出して制御する方法について述べる⁵⁾. 制御の基本的考え方は, 必要な加速度を適切なバンク角とピッチ角速度によって達成することである. 制御系は階層構造になっていて, 上位の方位角・経路角コントローラから下位の姿勢コントローラに指令値が送られる. 必要加速度ベクトルは方位角と経路角の指令値変化率とこれらの制御偏差とから求め, 時々刻々変化する指令値への追従を可能としている.

航空機に必要な加速度に基づく制御方法は従来から提案されているが, 従来法と比べて本制御方法は以下の特徴を持つ.

- P1 制御計算に航空機の逆システム (逆動力学) や空力微係数を必要としない.
 P2 迎角, 横滑り角, G フォースの値の上下制限を, ピッ

^{*1} © 2004 日本航空宇宙学会

平成 15 年 10 月 9 日, 第 41 回飛行機シンポジウムにおいて発表. 平成 15 年 10 月 2 日原稿受理

^{*2} 帝京大学理工学部航空宇宙工学科

同様に η_{uv} の値も次式で求められる．

$$\eta_{uv} = \begin{cases} \arcsin(s_{\lambda v} \sin \gamma_1) [\text{rad}], \\ (\cos \gamma_1 \geq \cos \gamma_{c1} \cos e_v) \\ \pi - \arcsin(s_{\lambda v} \sin \gamma_1) [\text{rad}], \\ (\cos \gamma_1 < \cos \gamma_{c1} \cos e_v) \end{cases} \quad (10)$$

計算の結果、 η_{uc} や η_{uv} の値が π より大きくなったときは、 2π を減算する．

以上の結果を用いて進行方向制御偏差を、 $y^V z^V$ 面内のベクトル $\vec{e}_v^V$ で表す． $\vec{e}_v^V$ は $(y^V, -z^V)$ 成分 $[e_{vy}^V \ e_{v-z}^V]^T$ によりつぎのように定義する．

$$\vec{e}_v^V = [e_v \sin \eta_{uc} \ e_v \cos \eta_{uc}]^T \quad (11)$$

以下、 $y^V z^V$ 面、 $y^W z^W$ 面、 $y^C z^C$ 面など、第3図の球面への接平面内におけるベクトルは、上式のように各座標系の $(y, -z)$ 成分で表わすことにし、“V”、“W”、“C”などで座標系を表わす．

2.2 航空機に必要な加速度の算出 制御計算では、 $y^V z^V$ 面内で航空機に必要な加速度のベクトル $\vec{a}_c^V$ の $(y^V, -z^V)$ 方向成分 $[a_{cy}^V \ a_{c-z}^V]^T$ を求める． $\vec{a}_c^V$ は次式で表わされる．

$$\begin{aligned} \vec{a}_c^V &= [a_{cy}^V \ a_{c-z}^V]^T \\ &= [(a_{fy}^V + a_{fb-y}^V) \ (a_{fz}^V + a_{fb-z}^V)]^T \end{aligned} \quad (12)$$

下添え字“f”はフィードフォワード成分を、“fb”はフィードバック成分を表わす．

2.2.1 フィードフォワード成分の計算 フィードフォワード成分を表わすベクトル $\vec{a}_{ff}^V = [a_{ffy}^V \ a_{ff-z}^V]^T$ は、目標方向 $[\lambda_c \ \gamma_c]^T$ の変化率に基づいて定める．この変化率を $(y^C, -z^C)$ 成分で表わしたベクトルを $\vec{\xi}^C = [\xi_y^C \ \xi_{-z}^C]^T$ とおくと、 $\vec{\xi}^C$ は、単位速度指令ベクトル $\vec{V}_{ac}/|\vec{V}_{ac}|$ の回転によって生じる加速度ベクトルと見なすことができ、

$$\vec{\xi}^C = [\dot{\lambda}_c \sin \gamma_{c1} \ \dot{\gamma}_c]^T \quad (13)$$

と表わされる．

一方、求める $\vec{a}_{ff}^V$ は $y^V z^V$ 面内ベクトルだから、 $\vec{\xi}^C$ も $y^V z^V$ 面内ベクトルに変換する必要がある． $(y^V, -z^V)$ 成分で表わした変換後のベクトルを $\vec{\xi}^V (= [\xi_y^V \ \xi_{-z}^V]^T)$ とし、 $\vec{\xi}^C$ から $\vec{\xi}^V$ への変換は、球面上における z^C 軸と z^V 軸との角度差 τ^{CV} だけ座標軸を回転させることによって行うものとする．

従来の経路制御方法では、本節と同様の考え方により、航空機加速度目標値のフィードフォワード成分を目標の変化率から求めているが、航空機進行方向は目標方向とほぼ同じ ($\tau^{CV} = 0$) と仮定している．目標方向制御偏差 e_v が小さく、かつ γ, γ_c とともに $\pm\pi/2$ [rad] に近くないと条件のもとでは、 $\tau^{CV} = 0$ と見なして差し支えないが、この条件が成り立たない場合は誤差が大きくなるため、 τ^{CV} の考慮が必要である．

τ^{CV} はつぎのようにして求める．まず第3図において、点Cにおける $-z^C$ 方向（上方向）直線を直線CJ、点V

における $-z^V$ 方向直線を直線VKとする．つぎに直線CJを、点Oを通り平面COVに垂直な直線を回転軸として、点Cが点Vに一致するまで回転する．このときの $\angle JVK$ が τ^{CV} であり、角度の正方向は点Oから見て時計回り方向とする．図より

$$\tau^{CV} = \pi - \eta_{uv} - \eta_{uc} [\text{rad}] \quad (14)$$

である．

τ^{CV} を用いて、変換の式は次式で表わされる．

$$\begin{bmatrix} \xi_y^V \\ \xi_{-z}^V \end{bmatrix} = T_r(\tau^{CV}) \begin{bmatrix} \xi_y^C \\ \xi_{-z}^C \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$T_r(\tau^{CV}) = \begin{bmatrix} \cos \tau^{CV} & -\sin \tau^{CV} \\ \sin \tau^{CV} & \cos \tau^{CV} \end{bmatrix} \quad (16)$$

ここで $T_r(\tau)$ は、座標系を任意の角度 τ [rad] だけ回転させるための変換行列である．

$\vec{a}_{ff}^V$ は $\vec{\xi}^V$ に比例させるとともに、進行方向制御偏差 e_v が大きいときは、 e_v を小さくすることを優先させるために、後述のフィードバック成分 $\vec{a}_{fb}^V$ に比べて $\vec{a}_{ff}^V$ を小さくすることが望ましい．そこで $\vec{a}_{ff}^V$ を次式で表わすことにする．

$$\vec{a}_{ff}^V = \begin{cases} \vec{\xi}^V V_a \cos e_v, & e_v < \pi/2 \\ \mathbf{0}, & e_v \geq \pi/2 \end{cases} \quad (17)$$

$\cos e_v$ は、 e_v が大きいほど $|\vec{a}_{ff}^V|$ を小さくするために導入した．なお、上式で V_a の代わりに V_{ac} を用いると、空間経路の曲率に相当する $|\vec{a}_{ff}^V|/V_a$ の値が (V_{ac}/V_a) に依存して変化し、好ましくない．

2.2.2 フィードバック成分の計算 フィードバック成分を表わすベクトル $\vec{a}_{fb}^V = [a_{fb-y}^V \ a_{fb-z}^V]^T$ の計算法を述べる．フィードバック制御則には種々の方式を適用可能であり、ここでは実用上最も普及しているPID（比例・積分・微分）制御則を用いる．

積分制御のために、制御偏差ベクトル $\vec{e}_v^V$ を制御周期 ΔT ごとに積算したベクトル $\vec{S}_e^V$ を導入する． $\vec{S}_e^V$ は $(y^V, -z^V)$ 成分で表わされるから、 ΔT の間に y^V, z^V 軸が回転（球面上で方向変化）する場合はこれを考慮する必要がある．この方向変化について以下に検討する．

第4図は第3図と同様の球面を表わす．まず ΔT だけ前の x^V, z^V 軸をそれぞれ $x_{(-1)}^V, z_{(-1)}^V$ 軸とし、 $x_{(-1)}^V$ 軸と第4図の球面との交点をF、点Fにおける $-z_{(-1)}^V$ 軸方向直線を直線FG、点Vにおける $-z^V$ 軸方向直線を2.2.1節の場合と同じく直線VKとする．

つぎに、点Fを球面上で点Uの方向に $\Delta\gamma$ だけ移動した点をP、Pにおける接平面上で上方向（ $-z_{(-1)}^V$ 軸方向）直線を直線PQとする．点Pと点Vとは方位角が $\Delta\lambda$ だけ異なり、経路角（水平面からの角度）は同じである．したがって $\gamma \neq 0$ のとき直線PQと直線VKとは1点で交わり、その交点をRとする．

ここで $\Delta\lambda = 0$ 、すなわち2点P、Vが一致している場合、 y^V または z^V 軸の「球面上における ΔT 間の方向変

第 4 図 $-z^V$ 軸の回転

化 (方向差) はないが, $\gamma \neq 0$ かつ $\Delta\lambda \neq 0$ の場合は, 方向差が生じる. この「球面上における方向差」は一般に つぎのように定義する.

接平面上ベクトルの球面上における方向差の定義: 第 4 図の球面上の任意の 2 点 M, N における各接平面上において, M, N を始点とした任意方向のベクトル $\vec{m}, \vec{n}$ を考える. 2 点 M, N を通る球面上の大円と, $\vec{m}, \vec{n}$ とのなす角度をそれぞれ μ, ν としたとき, ベクトル $\vec{m}, \vec{n}$ の球面上における方向差 (角度差) を, μ と ν の差で定義する.

□

時間 ΔT の間の y^V または z^V 軸の球面上での方向変化, すなわち回転の角度を $\Delta\eta^V$ と表わし, ΔT 間の λ と γ の変化をそれぞれ $\Delta\lambda, \Delta\gamma$ とおくと, $|\Delta\eta^V|$ は $|\gamma|$ が大きいほど大きい.

$\Delta\eta^V$ は, 2.2.1 節の τ^{CV} と同様にして, 第 4 図でつぎのように定義される. まず直線 FG を, 点 O を通り平面 FOV に垂直な直線を回転軸として, 点 F が点 V に一致するまで回転する. このときの $\angle GVK$ が $\Delta\eta^V$ である. 角度の正方向は, 点 O から見て時計回りの方向とする.

$\Delta\gamma$ は小さいので $\Delta\eta^V$ は $\Delta\gamma$ には依存せず,

$$\Delta\eta^V \simeq -\Delta\lambda \cdot \sin \gamma \quad (18)$$

と表わされる.

(18) 式の導出: 第 4 図において大円の弧 $\widehat{FV}$ の長さは小さいから, 球面三角形 FPV はほぼ平面と見なすことができる. このとき $\angle PRV$ は $\Delta\eta^V$ にほぼ等しい. したがって $\gamma \neq 0$ のとき次式が成り立つ.

$$\overline{PV} = 2\overline{VR} \sin \frac{|\Delta\eta^V|}{2} = 2\overline{SV} \sin \frac{|\Delta\lambda|}{2} \quad (19)$$

ここで,

$$\overline{VR} = \frac{\overline{SV}}{\sin \gamma} \quad (20)$$

1) $\cos \gamma$ が 1 未満で 0 に近くないとき: $\widehat{PV} \simeq |\Delta\lambda| \cdot \cos \gamma \ll 1$ より $|\Delta\lambda| \ll 1$ が成立. $|\Delta\eta^V| \leq |\Delta\lambda|$ を考慮すると次式が成り立つ.

$$\sin \frac{|\Delta\eta^V|}{2} \simeq \frac{|\Delta\eta^V|}{2}, \quad \sin \frac{|\Delta\lambda|}{2} \simeq \frac{|\Delta\lambda|}{2} \quad (21)$$

(19) ~ (21) 式から (18) 式が導かれる.

注) $\Delta\eta^V$ と $\Delta\lambda$ は, $\gamma > 0$ のとき異符号, $\gamma < 0$ のとき同符号となる (第 4 図参照).

2) $\cos \gamma$ が 0 に近いとき: $\sin \gamma \simeq \pm 1$ だから (19), (20) 式より $|\Delta\eta^V| = |\Delta\lambda|$ となり, このときも (18) 式が導かれる.

3) $\gamma = 0$ のとき: 明らかに $\Delta\eta^V = 0$ であり, (18) 式が成り立つ. □

現時点より ΔT だけ前の $\vec{S}_e^V$ の値を $\vec{S}_{e(-1)}^V$ とすると, $\vec{S}_{e(-1)}^V$ を現時点の $(y^V, -z^V)$ 成分で表わすには, 座標系を角度 $\Delta\eta^V$ だけ回転させる必要がある. したがって $\vec{S}_e^V$ の更新は次式で表わされる.

$$\vec{S}_e^V = T_r(\Delta\eta^V) \cdot \vec{S}_{e(-1)}^V + \vec{e}_V^V \cdot \Delta T \quad (22)$$

なお, 後述の上下制限によりピッチ等の角速度の指令値が修正されたときは, 積分のワインドアップ防止のために, 上式の右辺第 2 項は 0 にする.

$\vec{a}_{fb}^V$ は, この制御偏差に対する PID 制御の操作量として次式で求める.

$$\vec{a}_{fb}^V = V_a(K_{aP} \cdot \vec{e}_V^V + K_{aI} \cdot \vec{S}_e^V + K_{aD} \cdot \dot{\vec{e}}_V^V) \quad (23)$$

ここで K_{aP}, K_{aI}, K_{aD} は制御ゲインであり, 適当な定数に定める.

以下, 第 2 図の Controller # 2 への指令値の計算方法を述べる.

2.3 バンク角 ϕ_b とその指令値 ϕ_{bc} の算出 x^V 軸回りのバンク角 ϕ_b は, $y^V z^V$ 平面内で揚力の方向を表わす. 迎え角 α が大きくなく, かつ, ピッチ角 θ が $\pm\pi/2$ [rad] に近くないとの条件のもとでは, ϕ_b はロール角 ϕ に等しいと見なし差し支えないが, 上の条件が成り立たないときは ϕ_b を正しく求める必要がある.

注) ロール角 ϕ とバンク角 ϕ_b : 迎角 $\alpha \neq 0$ でピッチ角 θ が $\pm\pi/2$ [rad] に近いときは, x^B 軸 (機体軸) と x^V 軸 (速度軸) の方向が, 方位角 (水平面上への正射影の方向) で最大 π [rad] 異なる場合も生じる. ϕ は x^B 軸回りの回転角, ϕ_b は x^V 軸回りの回転角なので, このとき ϕ と ϕ_b も最大で π [rad] 異なる. □

従来文献には ϕ_b の求め方はほとんど記載されていない

第5図 ロール角 ϕ とバンク角 ϕ_b

ので、以下にそれを記す。

第3図と同様な球面を第5図に示す。図において、点O、U、Vは第3図と同様であり、点Bは、点Oを原点としたときの機体軸 x^B と球面との交点を、点Sは、安定軸 x^S と球面との交点を表わす。ヨー角を ψ とすると、球面三角形UBVにおいて、 $\angle VUB$ は $(\psi - \lambda)$ であり、また $\angle UVB$ 、 $\angle UB V$ はそれぞれ、図のように ζ_{ub} 、 ζ_{uv} と表わす。第3図と同様に $-\pi \leq \zeta_{ub}$ 、 $\zeta_{uv} \leq \pi$ とし、 ζ_{ub} 、 ζ_{uv} は図の方向を正とする。

γ_1 は第3図と同様であり、 $\theta_1 = (\pi/2) - \theta$ である。

第5図において、点Oを通り平面OBVに垂直な直線を軸として、点Bが点Vに一致するまで機体を回転させると、回転後の機体の x^V 軸回り回転角がバンク角 ϕ_b である。したがって、

$$\phi_b = \phi + \zeta_{ub} + \zeta_{uv} - \pi \text{ [rad]} \quad (24)$$

となる。 ζ_{ub} 、 ζ_{uv} の値は、第3図の η_{uc} 、 η_{uv} の場合と同様にして求められる。

つぎにバンク角指令値 ϕ_{bc} の算出方法を示す。重力加速度ベクトル $\vec{g}$ の $(y^V, -z^V)$ 成分は $[0 \ -g \cos \gamma]$ と表わされる。一方、必要加速度 $\vec{a}_c^V$ に重力相殺ベクトル $[0 \ g \cos \gamma]^T$ を加えたベクトルを $\vec{a}_{cg}^V$ とすると、

$$\vec{a}_{cg}^V = [a_{cy}^V \ (a_{c-z}^V + g \cos \gamma)]^T \quad (25)$$

である。さて ϕ_{bc} を求めるための基本的考え方は、文献1~3)と同様に、前節で求めた必要加速度 $\vec{a}_c^V$ を、ピッチ角速度による揚力方向 ($-z^W$ 方向) 加速度で達成することである。そのためには、バンク角 ϕ_b を変化させて揚力方向を $\vec{a}_{cg}^V$ の方向に向ける必要がある。ただし $\vec{a}_{cg}^V$ が第6図に示すように、小さくて下向き、すなわち機体下方 (z^W 方向) を中心とした所定の扇形領域に入る場合は、 z^W 方向が $\vec{a}_{cg}^V$ の方向になるようにする。これにより、機体上方 ($-z^W$ 方向) への所定値以内の慣性力を許容して機体の大きなローリングを防ぐとともに、加速度の指令値への追従を速くする。このようなローリング防止法は従来文献には余り見られない。このときバンク角指令値 ϕ_{bc} とその制御偏差 $e_{\phi b} (= \phi_{bc} - \phi_b)$ は、第6図のようになる。図におい

第6図 バンク角と扇形領域

て、 ϕ_f 、 a_f は扇形領域を定める定数であり、 a_f の値は航空機に許容される z^B 方向の力 (G フォース) から定める。

以上の議論から、

$$\phi_{bc} = \angle^{(-z^V)}(\pm \vec{a}_{cg}^V) \quad (26)$$

となる。ここで $\angle^{(-z^V)}(\vec{a})$ は、 $y^V z^V$ 平面において $-z^V$ 方向を基準 (角度0) としたときの任意のベクトル $\vec{a}$ の角度を表わし、 y^V 軸から z^V 軸への回転方向 (x^V 軸に関して右回り) を角度の正方向とする。(26) 式の複号は、ベクトル $\vec{a}_{cg}^V$ が第6図の扇形領域に入るとき負、入らないとき正とする。

2.4 ロール、ピッチ、ヨーの角加速度指令値 p_c 、 q_c 、 r_c の計算 p_c はバンク角 ϕ_b のPD (比例・微分) 制御の操作量として、次式で求める。

$$p_c = K_{pP} \cdot e_{\phi b1} + K_{pD} \cdot \dot{e}_{\phi b1} \quad (27)$$

ここで

$$e_{\phi b1} = (\phi_{bc} - \phi_b) \cdot \min\{1, k_a |\vec{a}_{cg}|\} \quad (28)$$

ただし k_a は適当な正の定数であり、 $|\vec{a}_{cg}|$ が小さいときは $|p_c|$ を小さくして、ロール角の変動を抑えるために導入した。 K_{pP} 、 K_{pD} は制御ゲインであり、適当な定数とする。 $(\phi_{bc} - \phi_b)$ の値については、 $[-\pi, \pi]$ の範囲を超えたときは 2π を加算または減算してこの範囲に入れる。

つぎに q_c は、必要加速度 $\vec{a}_c^V$ の揚力方向成分 a_{cL} を生み出すように算出する。 a_{cL} は次式で求められる。

$$a_{cL} = |\vec{a}_c^V| \cos(\phi_b - \mu_{ac}^V) \quad (29)$$

ここで

$$\mu_{ac}^V = \angle^{(-z^V)}(\vec{a}_c^V) \quad (30)$$

(29) 式や後述の (34) 式右辺において、指令値 ϕ_{bc} でなく実際の値 ϕ_b を用いる理由は、 a_L や r が指令値に近づく速さが通常、 ϕ_b が ϕ_{bc} に近づく速さよりはるかに速いためである。

一方、横滑り角が小さいとき揚力方向加速度 a_L はほぼ

$$a_L = V_a \cdot (q - \dot{\alpha}) \quad (31)$$

と表わされる。上式の q を q_c に置き換えて上式右辺と (29)

式右边とを等号で結び、さらに $\dot{\alpha}$ を省く。すると q_c は

$$q_c = \frac{|\vec{a}_c^V| \cdot \cos(\phi_b - \mu_{ac}^V)}{V_a} \quad (32)$$

となる。一方、 $\dot{\alpha}$ を上式に含めた場合は、制御シミュレーションで制御が振動的になり制御性能が悪化した。このおもな原因は q_c から $\dot{\alpha}$ への伝達特性の時間遅れと思われる。そこで $\dot{\alpha}$ は省き、省いたことによる影響は (23) 式で表わされるフィードバック制御で除去することにした。

つぎに r_c は、必要加速度の y^W 方向成分 a_{cy}^W 発生に寄与するためのものであり、次式で求めるものとする。

$$r_c = k_r \frac{a_{cy}^W}{V_a} \quad (33)$$

ここで

$$a_{cy}^W = |\vec{a}_c^V| \cdot \sin(\mu_{ac}^V - \phi_b) \quad (34)$$

k_r は制御ゲインを表わし、通常は 1.0 に設定する。

以上求めた p_c , q_c , r_c の値については、機体強度や飛行性能を考慮して、適切な上下制限を行う。

2.5 迎角、横滑り角と G フォースの上下制限 飛行性能維持と安全確保のために、これらの値は所定の上下限值以内に制限する必要がある。迎角 α と G フォースの制限は、 q_c の値の修正により行い、横滑り角 β の制限は r_c の値の修正により行う。

まず迎角 α が所定の上限値 $\alpha_{\max}$ を超えないように、 q_c の値を制限する方法はつぎのように表わされる。「 $e_\alpha = (\alpha_{\max} - \alpha)$ の値が所定の値 Δ_α 以下のときは、 q_c の値が上限値 $q_{c\max}$ を超えないようにする。」ここで

$$q_{c\max} = q_{c(-1)} - K_{\alpha P} \cdot \dot{\alpha} \cdot \Delta T + K_{\alpha I} \cdot e_\alpha \cdot \Delta T \quad (35)$$

$q_{c\max}$ は、 α の値が上限値になるように PI 制御するときの操作量 q_c の値、 $q_{c(-1)}$ は q_c の前回値 (制御周期 ΔT だけ前の値) である。 $K_{\alpha P}$, $K_{\alpha I}$ は制御ゲインであり、適当な正定数に定める。 α の下限値制限と横滑り角 β の上下限制限も、同様の方法で行う。

つづいて G フォース、すなわち機体に加わる z^B 方向の力に対応する加速度 a_z^B が上下限値を超えないように、 q_c の値を制限する方法を述べる。横滑り角が小さいとき a_z^B は次式で表わされる。

$$a_z^B = g \cos \theta \cdot \cos \phi + V_a \cdot (q - \dot{\alpha}) \cos \alpha \quad (36)$$

a_z^B の上下限値を $a_{z\max}^B$, $a_{z\min}^B$ と表わし、このときの q_c の上限値 $q_{c\max}$ は次式で表わすものとする。

$$q_{c\max} = \frac{a_{z\max}^B - g \cos \theta \cdot \cos \phi}{V_a \cos \alpha} + \dot{\alpha} \quad (37)$$

q_c の下限値については、上の “max” を “min” に置き換えて求める。 q_c の値はこれらの上下限値を超えないように修正する。

2.6 Controller #2 における制御方式 p, q, r, V_a の制御には、PID (比例・積分・微分) 制御則などの任意の方式を適用可能である。たとえば速度 V_a の制御には、つぎの PI 制御則の適用が考えられる。

$$T_{hc} = K_{TP} \cdot e_{va} + \int K_{TI} \cdot e_{va} dt \quad (38)$$

ここで、 T_{hc} はエンジン出力指令値、 e_{va} は速度 V_a の制御偏差、 K_{TP} , K_{TI} は制御ゲイン (定数) である。

3. シミュレーション

F16 戦闘機を対象として、本稿で提案した制御のシミュレーションを行った。機体の運動方程式には、文献 7) に記載の非線形モデルを用い、速度の目標値は 156 [m/s] で一定、制御開始時の高度は海拔 0 [m] とした。 p, q, r の制御 (姿勢制御) においては、エルロン、エレベータ、ラダーをそれぞれの制御の操作量とした PID 制御を、文献 7) を参考にして構成し、横滑り角 β の制御 (目標値は 0)，ロールダンパ、ヨーダンパも設定した。速度 V_a の制御は (38) 式に基づいて行った。第 7~10 図に、航空機目標方向を大きく変えたときのシミュレーションの一例を示す。第 7 図は制御量、その目標値、速度 V_a 、バンク角 ϕ_b 、ピッチ角速度 p の時間的变化を表わす。時刻が 1 [s]→5 [s]→8 [s]→12 [s] と変わるのに合わせて、制御目標値 γ_c が $0^\circ \rightarrow 90^\circ \rightarrow 90^\circ \rightarrow 0^\circ$ と変化し、目標値 λ_c は、時刻 8 [s] のときに 0° から 90° までステップ状に変化している。一方、制御量 γ は、時刻 7.5 [s] のときに目標値の 90° に到達し、その瞬間に λ と ϕ_b は 0° から 180° に変化している。目標値 λ_c が 90° に変化後は、 λ は速やかに目標値に収束している。以上、 λ , γ ともに目標値変化に少し遅れて追従し、目標値が一定になった後は速やかに整定している。

時刻が 1~5 [s] 間と 8~12 [s] 間では γ_c の変化速度が大きいために、 γ の制御偏差が時間とともに大きくなっているが、別のシミュレーションで γ_c の変化速度が第 7 図の 0.5 倍以下のときは、制御偏差は次第に小さくなり 0 に収束した。一方、速度 V_a は、機体上昇開始直後にエンジン出力が上限に達したため減少したが、水平飛行に移行後は

第 7 図 制御シミュレーションの一例 (1)

第8図 制御シミュレーションの一例 (2)

第9図 制御シミュレーションの一例 (3)

第10図 制御シミュレーションの一例 (4)

目標値に復帰している。

つぎの第8図は迎角 α 、横滑り角 β 、G フォース $g-f$ 、およびピッチとヨーの角速度 (q , r) の時間的变化を示す。ここで迎角 α 、横滑り角 β および $g-f$ の範囲はそれぞれ、 $-5^\circ \leftrightarrow 20^\circ$ 、 $-4^\circ \leftrightarrow 4^\circ$ 、 $-1 \leftrightarrow 9 [G]$ に制限した。図より、これらの制限はほぼ守られている。また時刻 2~6 [s] と 9~13 [s] の間は α の値がほぼ上限になり、第7図において γ の制御偏差が次第に大きくなることの要因になっていることがわかる。 α の上限値を大きくすると、 γ の制御

偏差は少し改善される反面、バンク角の制御性が悪くなる。

つづいて第9図は、航空機への制御入力 [エレベータ・エルロン・ラダーの角度 (δ_e , δ_a , δ_r)、エンジン出力指令値 T_{hc}] の変化を示す。 T_{hc} は 2~20 [s] 間は 100% (上限値) になっている。

最後の第10図は、0~20 [s] 間のシミュレーションにおける航空機の姿勢と飛行軌跡を表わす。軌跡は「水平飛行 → 垂直上昇 → 90° 右方向への水平飛行」と、指令通りに変化している。

γ_c を $0^\circ \rightarrow -90^\circ \rightarrow 0^\circ$ と逆方向に変化させたシミュレーションも、以上のシミュレーションとほぼ同様の結果となった。

4. おわりに

航空機の進行方向を制御する比較的簡易な方法について述べた。本方式を用いれば、進行方向の指令値が上下 90° を含めた任意の方向に時々刻々変化する場合に、ほぼ良好な追従が可能である。オンライン制御計算において、機体運動の逆システムは必要とせず、空力微係数は用いない。

目標方向の変化速度が急激に変化するとき、制御遅れが避けられないが、数秒先の目標方向が事前にわかっている場合は、目標変化を予測した制御を取り入れることにより、行き過ぎや遅れを抑えることは可能と思われる。

進行方向指令値を、空間内で与えられた目標経路に沿って飛行するように生成すれば、本方式により飛行経路制御を実現することも可能と思われる、今後検討予定である。

最後に、在学中にシミュレータの開発・検証に協力していただいた、帝京大学卒業生の斎藤、篠原、吉岡、葛城、浜出、松崎の各氏に感謝いたします。

参考文献

- 1) 馬場順昭, 宮本盛慈: 与えられた経路のための飛行制御系, 日本航空宇宙学会誌, **38** (1990), pp. 494-501.
- 2) 馬場順昭, 高野博行, 佐野正樹: 航空機の目標経路への誘導と制御, 第12回誘導制御シンポジウム, 1995, pp. 147-154.
- 3) Steharu-Alexe, I. and O'Shea, J.: Four-Dimensional Guidance of Atmospheric Vehicles, J. Guid. Control Dynam., **19** (1996), pp. 113-122.
- 4) 高野博行, 越智信介, 馬場順昭: アクロバット飛行の最適化について, 第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000, pp. 93-96.
- 5) 芳谷直治: 目標加速度ベクトルから求めたバンク角とピッチ角速度指令値に基づいた、航空機の方位角・経路角制御, 第41回飛行機シンポジウム講演集, 2003, 2C5.
- 6) G. ジェニングズ (伊里正夫・伊里由美 訳) 幾何再入門, 岩波書店, 東京, 1996.
- 7) Stevens, B. L. and Lewis, F. L.: Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, New York, 1992.