

ESTABILIDADE E CONTROLE LATERAL DE UM CAÇA BI-MOTOR SEM EMPENAGEM VERTICAL

CON10-0876

Resumo: O objetivo deste trabalho é propor e analisar o empuxo vetorado, o arrasto diferenciado e o empuxo assimétrico como soluções técnicas para o problema de estabilidade e controle lateral de um caça bi-motor sem empenagem vertical. A metodologia é definir um projeto conceitual de cada controle proposto (dimensionamento, posicionamento e batentes mecânico e operacional) e analisar a capacidade de cada um para isoladamente fornecer a estabilidade estática mínima necessária para cumprir a qualidade de voo exigida nos regimes de voo críticos. Os resultados mostram que as três soluções propostas são ineficazes para cumprir os requisitos considerados.

Palavras-chave: estabilidade, controle, lateral, empenagem vertical, caça

1. INTRODUÇÃO

As aeronaves de supremacia aérea, comumente denominadas como “caças”, são empregadas para negar um determinado espaço aéreo às forças aéreas hostis. Recentemente há uma nova filosofia de projeto de caça que considera como uma das prioridades a sua furtividade frente aos detectores hostis (geralmente aos radares e aos sensores infravermelhos), ou seja, prover ao caça a capacidade de não ser detectado. Tal diferencial é mais um componente que diminui o atrito por missão desempenhada e que favorece o conceito de primeira oportunidade.

Um dos métodos de aumentar a furtividade contra radares é diminuir a seção aparente ao radar e, por isso, o novo conceito de caça analisado neste trabalho não possui empenagem vertical. Porém, a não-inclusão da empenagem vertical traz desafios para a área de estabilidade e controle, pois o caça não possui a tendência de se alinhar com a direção do voo e não disponibiliza de um local para a presença de leme.

Portanto, se apresenta um desafio de como retirar a empenagem vertical de um caça sem comprometer a sua estabilidade e controle lateral. Três soluções são propostas e analisadas: empuxo vetorado, arrasto diferenciado e empuxo assimétrico.

2. DESCRIÇÃO DO CAÇA

O caça em análise é projetado para auxiliar a Força Aérea Brasileira na missão de superioridade aérea e está ilustrado na Figura 1. O caça é produto de um projeto conceitual externo ao trabalho aqui apresentado, a partir do qual a maioria de suas características de geometria, inércia, motorização e aerodinâmica foram extraídas. Outras características que porventura não foram fornecidas pelo projeto conceitual – e que são necessárias para o presente trabalho – foram estimadas através de metodologias presentes em literatura consolidada na engenharia aeronáutica, devidamente referenciadas ao longo do texto.

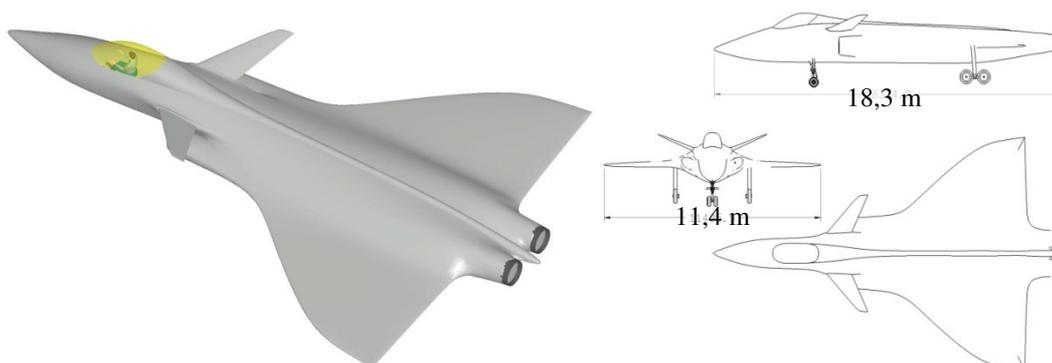


Figura 1 – Visão em perspectiva (esquerda) e vistas de topo, frontal e lateral do caça (direita)

O caça é monoposto, do tipo asa delta e canard, e apresenta duas tomadas de ar laterais. O peso de 21 toneladas e a presença de dois motores EJ200 (Wikipedia contributors, 2008), aliados a um projeto de baixo arrasto, permitem a capacidade de supercruzeiro (até Mach 1,7). A motorização fornece um total ($2T|_{máx}$) de 120 kN ao nível do mar com desvio de temperatura padrão nulo e sem uso de pós-queimador, e um total ($2T|_{máx}$) de 50 kN a 10 km acima do nível do mar com desvio de temperatura padrão nulo e sem uso de pós-queimador.

As baias internas para armamentos e a ausência de empenagem vertical são fatores que aumentam a furtividade, característica necessária no projeto conceitual do caça em análise. Fly-by-wire e aumento artificial de estabilidade são previstos para o caça, de forma que sejam possíveis uma margem estática reduzida (5%) – com o centro gravitacional posicionado a 11 m de distância do nariz – e uma diminuição da carga de trabalho do piloto. Seus momentos de inércia foram estimados (Raymer, 1992) a partir do peso e de dados históricos de aeronaves similares.

O canarde é enflechado e sem quebra. Seu perfil é uniforme ao longo de toda a envergadura, do tipo supersônico da série NACA, com geometria da seção tipo hexagonal e posicionamento da espessura máxima a 30% da corda a partir do bordo de ataque, com espessura máxima de 2,5% da corda e comprimento de superfície plana de 40,1% da corda.

A asa é do tipo delta e sem quebra. A partir da forma em planta da asa são calculados alguns parâmetros de referência para a adimensionalização (Roskam, 2000) dos coeficientes aerodinâmicos e das derivadas de estabilidade, como mostrado na Tabela 1.

Tabela 1 - Parâmetros de referência

Descrição	Valor	Símbolo
Área de referência (m ²)	65,55	<i>S</i>
Envergadura (m)	11,4	<i>b</i>
Corda média aerodinâmica (m)	7,899	<i>l</i>

A perfilagem da asa é uniforme ao longo de toda a envergadura, do tipo supersônico da série NACA, com geometria da seção tipo hexagonal e posicionamento da espessura máxima a 30% da corda a partir do bordo de ataque, com espessura máxima de 2,5% da corda e comprimento de superfície plana de 40,1% da corda.

As características aerodinâmicas do caça (polar de arrasto e derivadas de estabilidade estática) em cada regime de voo foram estimadas segundo metodologia do DIGITAL DATCOM (McDonnell Douglas Corporation, 1979). A partir dos dados obtidos, o principal efeito notável é a instabilidade do seu modo lateral e o efeito secundário é a atenuação do acoplamento latero-direcional.

3. Condições de Voo

As características aerodinâmicas de uma aeronave em voo retilíneo uniforme e nivelado dependem da condição de voo (altitude, temperatura atmosférica e velocidade de voo). Três condições de voo são analisadas: cruzeiro subsônico ao nível do mar; cruzeiro supersônico a 10 km de altitude; e cruzeiro subsônico ao nível do mar com falha de um motor.

3.1. Cruzeiro Subsônico ao Nível do Mar

A condição de cruzeiro subsônico ao nível do mar é definida como altitude acima do nível do mar nula, desvio de temperatura padrão ISA nulo, número Mach de voo variando de 0,1 a 0,6 e vento de través de 10 m/s. De acordo com o modelo de atmosfera padrão (NASA, 1976), nestas condições a velocidade do som é de 340 m/s² e a massa específica do ar é 1,225 kg/m³. A estimativa de coeficiente de arrasto da aeronave em cruzeiro para esta condição de voo – obtida pelo DIGITAL DATCOM – é 0,15.

3.2. Cruzeiro Supersônico a 10 km de Altitude

A condição de cruzeiro supersônico a 10 km de altitude é definida como altitude acima do nível do mar de 10 km, desvio de temperatura padrão ISA nulo, número de Mach de voo variando de 1,4 a 1,7 e vento de través de 100 m/s. De acordo com o modelo de atmosfera padrão, nestas condições a velocidade do som é de 299 m/s² e a massa específica do ar é 0,413 kg/m³. A estimativa de coeficiente de arrasto da aeronave em cruzeiro para esta condição de voo – obtida pelo DIGITAL DATCOM – é de 0,015.

3.3. Cruzeiro Subsônico ao Nível do Mar Com Falha de Um Motor

Esta condição contempla as mesmas propriedades atmosféricas descritas na seção 3.1, contudo o empuxo da aeronave é considerado metade da capacidade nominal e constantemente gerando momento de guinada devido à assimetria de empuxo. O cruzeiro com falha de um dos motores apresenta maior arrasto da aeronave, porém, por falta de ferramentas para obter melhor estimativa, o coeficiente de arrasto da aeronave em cruzeiro para esta condição de voo é considerada simplificada como igual a da seção 3.1, ou seja, 0,15.

4. Qualidade de Vôo

Excelente qualidade de vôo é exigida do caça, pois a aeronave possui alto valor agregado e o perfil de missão exige do piloto atividades paralelas de elevada carga de trabalho. Portanto, o caça deve se enquadrar no nível 1 – “qualidade de vôo claramente adequada para a missão durante a fase de vôo” (U. S. Military, 1980) – exigindo assim que, em todas as condições de vôo consideradas, a oscilação do modo latero-direcional (*Dutch-roll*) seja estável e apresente frequência natural maior que 1,0 rad/s após uma perturbação em guinada (U. S. Military, 1980).

A estimativa da frequência natural é obtida através da Eq. (1) (Blakelock, 1991). A Tabela 2 apresenta o valor mínimo para a derivada de momento de guinada em relação ao ângulo de deslizamento para cada condição de vôo.

$$w_{nd} = \sqrt{\frac{Sq b}{J_z} CN_{\beta}|_{Requisito}} \quad (1)$$

Tabela 2 : Derivada de estabilidade mínima exigida em cada condição de vôo

Subsônico 0 km	Mach	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5	0,55	0,6
	$CN_{\beta} _{Requisito}$ [1/rad]		0,600	0,300	0,150	0,100	0,070	0,050	0,040	0,030	0,025	0,020
Supersônico 10 km	Mach	1,4	1,45	1,5	1,55	1,6	1,65	1,7				
	$CN_{\beta} _{Requisito}$ [1/rad]		0,012	0,011	0,011	0,010	0,010	0,009	0,008			

De acordo com o DIGITAL DATCOM a ausência de empenagem vertical acarreta valor desfavorável para a derivada de momento de guinada em relação ao ângulo de deslizamento. Mais grave do que a derivada apresentar valor inferior ao requisitado, apresenta valor negativo – conforme apresentado na Tabela 3 – indicando que o caça é aerodinamicamente instável no seu modo lateral em todas as condições de vôo consideradas.

Tabela 3 - Derivada de estabilidade da aeronave em cada condição de vôo

Subsônico 0 km	Mach	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5	0,55	0,6
	$CN_{\beta} _{Aeronave}$ [1/rad]		-0,068	-0,071	-0,073	-0,075	-0,077	-0,078	-0,079	-0,080	-0,081	-0,081
Supersônico 10 km	Mach	1,4	1,45	1,5	1,55	1,6	1,65	1,7				
	$CN_{\beta} _{Aeronave}$ [1/rad]		-124,3	-124,3	-124,9	-125,5	-125,5	-126,1	-126,6			

Para corrigir a instabilidade lateral é concebido o uso de sistema de aumento artificial de estabilidade, que altera o comportamento da aeronave sem qualquer ação do piloto. Este efeito é possível graças ao sistema *fly-by-wire* que, com o uso dos controles propostos, altera a estabilidade aerodinâmica da aeronave de forma que as suas derivadas de estabilidade apresentem valores adequados. A Inequação (2) determina o valor mínimo da derivada artificial de estabilidade ($CN_{\beta}|_{Controle}$).

$$CN_{\beta}|_{Requisito} \leq CN_{\beta}|_{Aeronave} + CN_{\beta}|_{Controle} \quad (2)$$

Todavia, é necessário que os controles sejam capazes de fornecer o momento de guinada necessário para que a Eq. (2) seja satisfeita em cada condição de vôo considerada.

5. Projeto dos Controles

O dimensionamento inicial de cada controle é projetado para isoladamente prover controle lateral ao caça com o maior momento de guinada possível, respeitando os limites de batentes (mecânico e operacional) e geometria do caça. Dessa forma, se um determinado controle não prover suficiente momento de guinada para satisfazer o requisito então não haverá como alterar o projeto do controle para alterar a sua ineficácia.

5.1. Empuxo Vetorado

O empuxo vetorado é um dispositivo que deflete a saída dos gases provenientes da queima de combustível num determinado ângulo desejado, manipulando o momento propulsivo sofrido pela aeronave. No caça em análise tal efeito é provocado por paletas que rebatem diretamente o fluxo dos gases, como ilustrado na Figura 2.

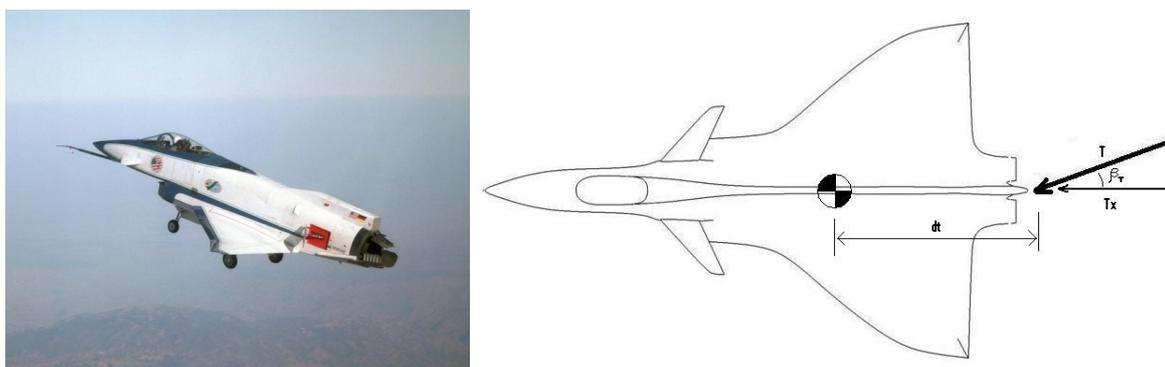


Figura 2 - Concepção artística do empuxo vetorado por paletas (esquerda) e modelo matemático do momento propulsivo provocado (direita)

As vantagens do controle lateral por empuxo vetorado são:

- Sua eficiência em gerar momento propulsivo é constante em relação à velocidade de vôo nas condições de vôo que o batente operacional do controle não limita a sua deflexão;
- Sua resposta dinâmica é suficientemente rápida para corrigir perturbações de alta frequência.

As desvantagens do controle lateral por empuxo vetorado são:

- Sua eficiência em gerar momento propulsivo diminui com a queda do empuxo propulsivo quando o batente operacional do controle limita a sua deflexão;
- O sistema de empuxo vetorado é tecnologia de ponta ainda não dominada pela indústria brasileira – exigindo importação, ou investimentos em pesquisa e desenvolvimento, ou transferência de tecnologia – acarretando em elevado custo de pesquisa e desenvolvimento (quando comparado ao empuxo assimétrico e ao arrasto diferenciado);
- Elevado custo unitário e de manutenção.

A vetorização dos dois motores é idêntica e contida no plano horizontal, conforme ilustrado na Figura 2, para maximizar o momento de guinada propulsivo. O batente mecânico considerado para o ângulo de deflexão do fluxo dos gases é $\beta_T|_{mec} = 30^\circ$ para cada lado permitindo 60° de amplitude.

A intensidade do empuxo depende da condição de vôo, uma vez que toda a análise é realizada para o vôo compensado. Dessa forma, a projeção do empuxo total na direção de vôo ($2T_x$) é igual à força arrasto se esta for menor do que o empuxo máximo do caça, conforme descrito na Eq. (3).

$$2T_x = \begin{cases} C_D q S & \text{se } C_D q S < 2T|_{m\acute{a}x} \\ 2T|_{m\acute{a}x} & \text{se } C_D q S \geq 2T|_{m\acute{a}x} \end{cases} \quad (3)$$

A máxima deflexão dos gases também é função da condição de vôo, uma vez que toda a análise é realizada para o vôo compensado. Dessa forma, a máxima deflexão dos gases (batente operacional) é igual ao batente mecânico se a projeção do empuxo necessário na direção do vôo ($2T_x$) é menor do que a projeção do empuxo máximo na direção de vôo, conforme descrito na Eq. (4).

$$\beta_T|_{m\acute{a}x} = \begin{cases} \arccos\left(\frac{2T_x}{2T|_{m\acute{a}x}}\right) & \text{se } 2T_x \geq 2T|_{m\acute{a}x} \cos(\beta_T|_{mec}) \\ \beta_T|_{mec} & \text{se } 2T_x < 2T|_{m\acute{a}x} \cos(\beta_T|_{mec}) \end{cases} \quad (4)$$

O empuxo total do caça ($2T = T_E + T_D$) é calculado conforme a Eq. (5).

$$2T = \frac{2T_x}{\cos(\beta_T)} \quad (5)$$

Considerando o ponto de aplicação da força de empuxo a uma distância fixa (dt) de 7,1 m do seu centro gravitacional, o momento de guinada produzido pelo empuxo vetorado pode ser calculado de duas formas, como na Eq. (6).

$$N_{\beta_T} = 2T \sin(\beta_T) dt = q S b \cdot C N_{\beta_T} \cdot \beta_T \quad (6)$$

Aplicando a simplificação para ângulos pequenos, a derivada de controle de guinada para o empuxo vetorado é derivada da Eq. (6) resultando na Eq. (7):

$$CN_{\beta_T} = \frac{2T d_T}{qS b} \quad (7)$$

Finalmente, o momento de guinada máximo fornecido pelo empuxo vetorado é calculado conforme a Eq. (8).

$$CN|_{\beta_T} = CN_{\beta_T} \cdot \beta_T|_{m\acute{a}x} \quad (8)$$

Com a seqüência de Equações de (3) a (8) é possível calcular o momento de guinada máximo fornecido pelo empuxo vetorial em cada condição de vôo.

5.2. Arrasto Diferenciado

A concepção do arrasto diferenciado é a duplicação da superfície de controle aileron. Todavia, o seu acionamento move duas superfícies em apenas uma semi-asa gerando arrasto assimetricamente e, por conseqüência, um momento de guinada aerodinâmico resultante, conforme ilustrado na Figura 3.

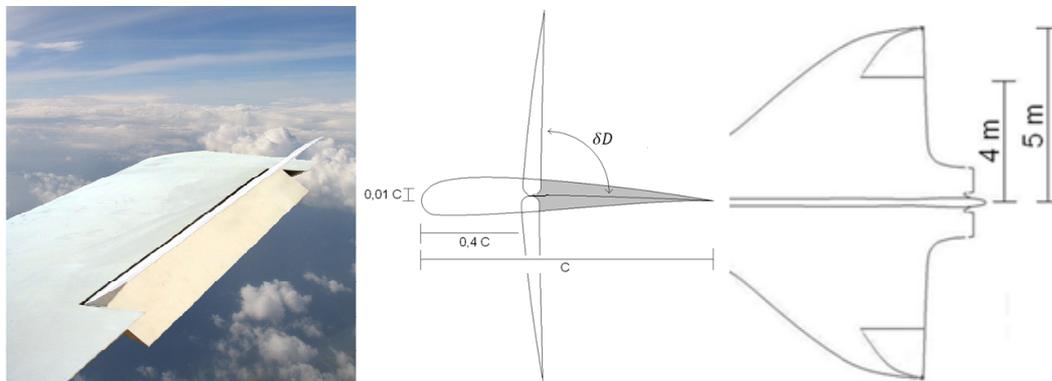


Figura 3 - Concepção artística do arrasto diferenciado por deflexão de duas superfícies (esquerda) e modelo matemático da configuração geométrica do controle (centro e direita)

A deflexão das duas superfícies é simétrica em relação ao plano de referência da asa (conforme ilustrado na Figura 3 ao centro) para minimizar o momento de rolagem provocado pela alteração da distribuição de sustentação ao longo da envergadura da semi-asa.

Esta concepção do arrasto diferenciado não exige espaço para mais uma superfície de controle, pelo contrário, aproveita o espaço utilizado pelo aileron: se as duas superfícies não se afastam então são utilizadas como aileron; e se estiverem afastadas, são utilizadas como arrasto diferenciado. Essa concepção permite ainda o uso simultâneo do aileron e arrasto diferenciado.

As vantagens do arrasto diferenciado são:

- Apesar de ser inédito na indústria brasileira, a hidráulica do sistema proposto é conhecida devido a sua semelhança com as superfícies de controle já utilizadas (aileron, flape, leme ou profundor) de forma que o custo de pesquisa e desenvolvimento é baixo (quando comparado com o empuxo vetorado);
- Baixo custo unitário e de manutenção.

A desvantagem do arrasto diferenciado é:

- A eficiência do controle é influenciada pela velocidade de vôo – à semelhança das superfícies de controle convencionais – e, portanto, é esperada menor eficiência para baixa velocidade de vôo.

A geometria e o posicionamento do controle em cada semi-asa estão definidos como mostrado na Figura 3. Os batentes mecânico e operacional são $\delta D|_{m\acute{a}x} = 90^\circ$.

Como se trata de um fenômeno aerodinâmico complexo e experimental, não houve equacionamento para o cálculo do momento de guinada de controle do arrasto diferenciado. Todos os dados necessários foram extraídos do DIGITAL DATCOM em forma de tabela de coeficiente de momento de guinada $CN|_{\delta D}$ para cada condição de vôo com ângulo de deflexão do controle de 90° .

5.3. Empuxo Assimétrico

O caça possui dois motores e seus momentos propulsivos se anulam mutuamente quando seus empuxos são idênticos. Porém, se um motor prover empuxo diferente do outro motor então o torque propulsivo resultante será não-nulo provocando um momento de guinada propulsivo resultante, conforme ilustrado na Figura 4.

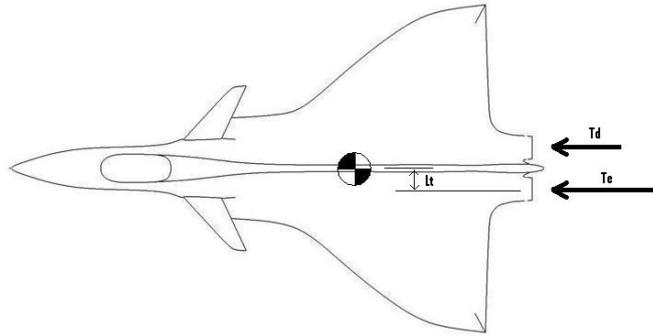


Figura 4 - Parâmetros relevantes para a modelagem matemática do empuxo assimétrico

O empuxo assimétrico apresenta como vantagens:

- O aproveitamento das características inerentes da própria aeronave (bi-motor) dispensando a adição de qualquer outro dispositivo (evitando aumento de peso e de complexidade);
- Desprezíveis custos unitário e de manutenção do sistema.

Todavia, o empuxo assimétrico apresenta desvantagens e restrições:

- A mudança mais freqüente do regime de funcionamento dos motores provocará um desgaste (em fadiga associada ao número de ciclos) mais elevado, o que elevará o custo de manutenção e o número de horas no solo para manutenção da aeronave;
- A dinâmica inerente aos motores a jato provavelmente não apresenta resposta rápida o suficiente para prover estabilidade artificial em caso de rajadas ou outras perturbações de alta freqüência;
- Nunca será utilizada como solução única, pois uma das condições críticas a ser analisada é a falha de um dos motores e, nesse caso, o empuxo assimétrico perde a sua funcionalidade como controle lateral.

Os batentes mecânicos (ou seja, maior e menor empuxo que cada motor pode fornecer) são $T|_{máx} > T_D > 0,1T|_{máx}$ e $T|_{máx} > T_E > 0,1T|_{máx}$ (ou seja, entre 100% e 10% da capacidade máxima de cada motor isolado). O limite superior é a máxima capacidade de operação do motor (que varia com a altitude de vôo) e o limite inferior é imposto para evitar a possibilidade de apagamento de motor.

Convencionando o controle (δT) como a diferença adimensionalizada de tração entre o motor esquerdo e o motor direito, o momento de guinada propulsivo resultante é função da pressão dinâmica, conforme a Eq. (9).

$$N_{\delta T} = 2T|_{máx} \cdot \delta T \cdot L_T = qSbCN_{\delta T}\delta T, \text{ onde } \delta T = \frac{T_E - T_D}{T_E + T_D} \quad (9)$$

Da Equação (9) é obtida a derivada de controle de momento de guinada para o arrasto diferenciado, conforme a Eq. (10).

$$CN_{\delta T} = \frac{2T|_{máx} L_T}{qS b} \quad (10)$$

Cabe ressaltar que a variável de controle (δT) possui intervalo de atuação limitado (batente operacional) em função de cada condição de vôo devido aos limites superior e inferior das trações do motor esquerdo (T_E) e direito (T_D), segundo a Eq. (11).

$$T_E|_{máx} = \begin{cases} 2T - 0,1 \cdot T|_{máx} & \text{se } 2T < 0,55 \cdot 2T|_{máx} \\ T|_{máx} & \text{se } 2T \geq 0,55 \cdot 2T|_{máx} \end{cases}$$

$$\delta T|_{máx} = \frac{T_E|_{máx} - T_D}{(T_E + T_D)} = \frac{T_E|_{máx} - T}{T} = \begin{cases} \frac{T - 0,1T|_{máx}}{T} & \text{se } 2T < 0,55 \cdot 2T|_{máx} \\ \frac{T|_{máx} - T}{T} & \text{se } 2T \geq 0,55 \cdot 2T|_{máx} \end{cases} \quad (11)$$

Finalmente, o momento de guinada máximo fornecido pelo empuxo assimétrico é calculado conforme a Eq. (12).

$$CN|_{\delta T} = CN_{\delta T} \cdot \delta T|_{máx} \quad (12)$$

Com a seqüência de Equações de (9) a (12) é possível calcular o momento de guinada máximo fornecido pelo empuxo assimétrico em cada condição de voo.

6. AVALIAÇÃO DA EFICÁCIA DOS CONTROLES

Após o dimensionamento inicial, para cada condição de voo é calculado o valor máximo do coeficiente de guinada que cada controle isolado ($CN|_{\beta_T}$, $CN|_{\delta_T}$ e $CN|_{\delta_D}$) pode produzir considerando seus respectivos batentes operacionais. Um controle proposto será considerado eficaz – numa determinada condição de voo e com ângulo de derrapagem definido – para prover estabilidade lateral ao caça se o ‘momento de guinada de controle mínimo necessário’ é menor do que o ‘momento de guinada máximo do controle’, conforme a Inequação (13). Ou seja, são avaliações segundo critérios estáticos.

$$CN|_{Requisito} - CN|_{Aeronave} = CN|_{Mínimo} < CN|_{Controle} \quad (13)$$

O momento de guinada da aeronave $CN|_{Aeronave}$ em cada condição de voo é extraído da Tab. (3) e o momento de guinada mínimo necessário para obter a qualidade de voo exigida ($CN|_{Requisito}$) é extraído da Tab. (2). Ambos são multiplicados pelo ângulo de deslizamento de cada velocidade e condição de voo. O momento de guinada máximo de cada controle em cada condição de voo é obtido através das metodologias explicitadas na seção 5.

Nas sub-seções a seguir (de 6.1 a 6.3), em cada condição de voo os termos à direita e à esquerda da Inequação (13) são comparados num mesmo gráfico para a obtenção da conclusão a respeito da eficácia de cada controle.

6.1. Cruzeiro Subsônico ao Nível do Mar

A comparação entre o momento de guinada mínimo necessário e os momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro subsônico ao nível do mar estão ilustrados na Figura 5.

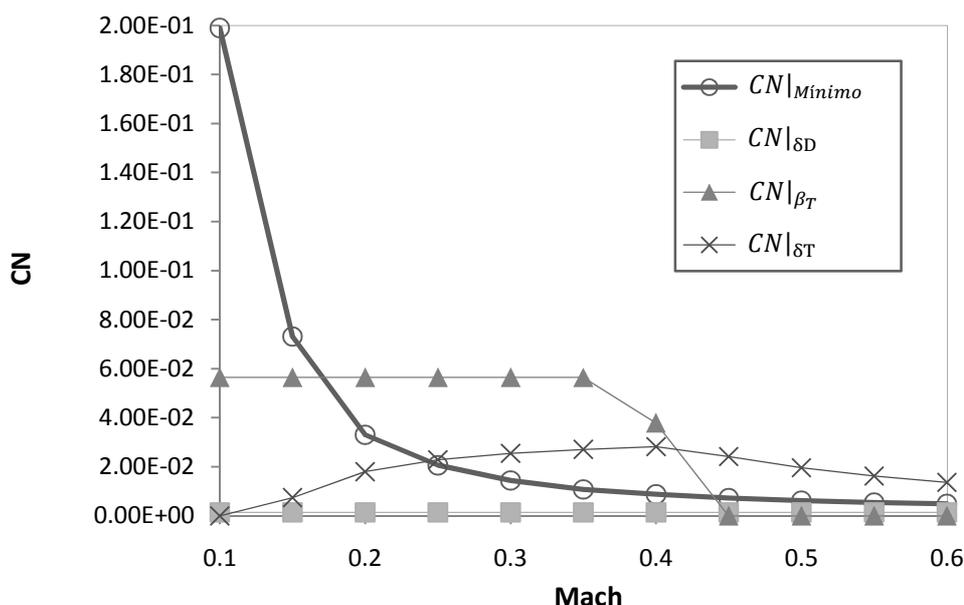


Figura 5 - Momento de guinada de controle mínimo necessário e momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro subsônico ao nível do mar

A partir de Mach 0,4 a força de arrasto se eleva de tal forma que o empuxo vetorado não pode defletir os gases ao batente mecânico, pois caso contrário o empuxo resultante na direção de voo não seria capaz de compensar o arrasto.

A partir de Mach 0,45 os motores não oferecem empuxo necessário para compensar o arrasto da aeronave, então a análise continua considerando os motores em potência máxima, sem deflexão de tubeira e o coeficiente de arrasto da aeronave é recalculado para que seja marginalmente compensado pelo empuxo. Portanto, a análise a partir de Mach 0,45 será válida apenas se a aeronave apresentar coeficiente de arrasto igual ou menor ao recalculado.

A curva de coeficiente de momento de guinada fornecido pelo empuxo assimétrico $CN|_{\delta T}$ inicia nulo e crescente porque a restrição de empuxo mínimo dos motores para evitar apagamento de motor – associada ao baixo empuxo para pequena velocidade de voo – impede uma elevada diferença de empuxo entre os motores (ambos devem operar simultaneamente em baixa potência). Após atingir valor máximo, a mesma curva se torna decrescente porque a restrição de empuxo máximo para cada motor – associada ao elevado empuxo exigido para alta velocidade de voo – também impede uma elevada diferença de empuxo entre os motores (ambos devem operar simultaneamente em alta potência).

Os resultados obtidos para a condição de vôo analisada nesta seção indicam que: o controle por arrasto diferenciado não cumpre o requisito em nenhuma velocidade; o controle por empuxo assimétrico cumpre o requisito a partir de Mach 0,25; e o controle por empuxo vetorado cumpre o requisito entre Mach 0,2 e Mach 0,4.

6.2. Cruzeiro Supersônico a 10 km de Altitude

A comparação entre o momento de guinada mínimo necessário e os momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro supersônico a 10 km de altitude estão ilustrados na Figura 6 e na Figura 7.

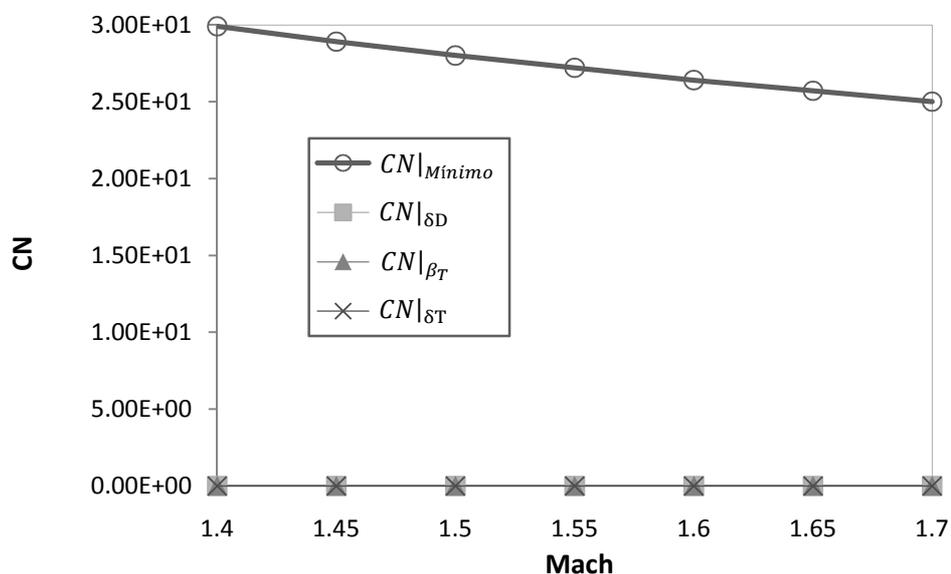


Figura 6 - Momento de guinada de controle mínimo necessário e momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro supersônico a 10 km de altitude

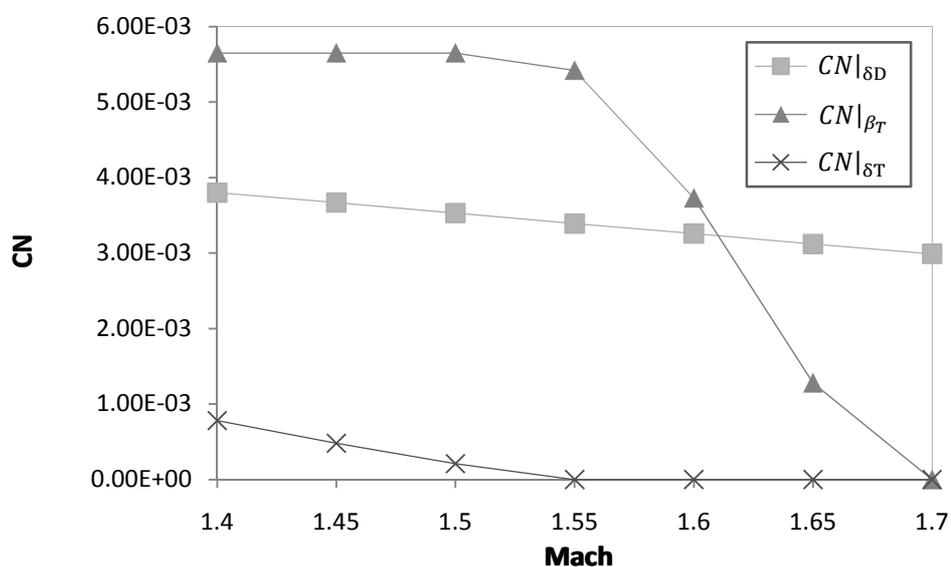


Figura 7 - Momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro supersônico a 10 km de altitude

A partir de Mach 1,55 a força de arrasto se eleva de tal forma que o empuxo vetorado não pode defletir os gases ao batente mecânico pois, caso contrário, o empuxo resultante na direção de vôo não seria capaz de compensar o arrasto. Pelo mesmo motivo, ambos motores devem operar em potência máxima, impedindo a utilização do empuxo assimétrico.

A partir de Mach 1,7 os motores não oferecem empuxo necessário para compensar o arrasto da aeronave, limitando assim a velocidade máxima da aeronave. Portanto não há margem para atuação do empuxo vetorado e empuxo assimétrico.

Os resultados obtidos para a condição de vôo analisada nesta seção indicam que nenhum dos controles propostos (empuxo vetorado, arrasto diferenciado e empuxo assimétrico) cumprem o requisito em qualquer velocidade.

6.3. Cruzeiro Subsônico ao Nível do Mar com Falha de Um Motor

A comparação entre o momento de guinada mínimo necessário e os momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro subsônico ao nível do mar com falha de um motor estão ilustrados na Figura 8.

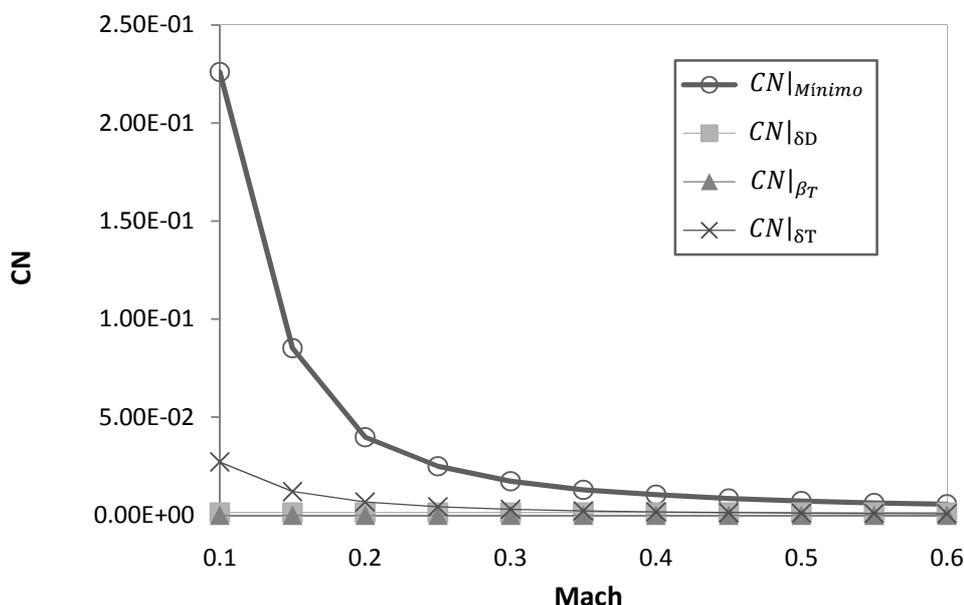


Figura 8 - Momento de guinada de controle mínimo necessário e momentos de guinada máximos de cada controle para o cruzeiro subsônico com falha de um motor

Nesta condição o empuxo máximo da aeronave é considerado metade do total (60 kN) e ao momento de guinada mínimo (calculado na seção 6.1) é somado o momento de guinada de empuxo assimétrico, aumentando assim a severidade da condição a ser compensada pelos outros dois controles (empuxo vetorado e arrasto diferenciado).

Obviamente não é analisado o controle de empuxo assimétrico, uma vez que apenas um dos motores está em operação. Portanto, na Figura 8 a curva de $CN|_{\delta T}$ não se trata do momento de guinada máximo do empuxo assimétrico, mas sim a contribuição da assimetria do empuxo (devido a falha do motor direito) para o cálculo do momento de guinada mínimo necessário.

Os resultados obtidos para a condição de voo analisada nesta seção indicam que nenhum dos controles propostos (empuxo vetorado e arrasto diferenciado) cumprem o requisito em qualquer velocidade.

7. CONCLUSÃO

7.1. Considerações Finais

As três soluções propostas não são capazes de resolver o problema de instabilidade lateral do caça sem empenagem vertical porque são ineficazes para o cruzeiro supersônico e para o cruzeiro com falha de um motor, conforme resumido na Tabela 4. Cabe ressaltar que os resultados apresentados são específicos para o caça em análise, ou seja, não se aplicam a outros tipos de aeronaves (cargueiro, bombardeiro, etc.).

Tabela 4 - Eficácia dos controles proposto em cada condição de voo

Tipo de controle	Subsônico	Supersônico	Falha de motor
Empuxo vetorado	Eficaz	Ineficaz	Ineficaz
Empuxo assimétrico	Eficaz	Ineficaz	
Arrasto diferenciado	Ineficaz	Ineficaz	Ineficaz

A conclusão a respeito da impossibilidade de remoção completa da empenagem vertical em um caça está em consonância com uma fonte pública (German Aerospace Center (DLR), 2008), onde é mencionado o potencial do empuxo vetorado para a redução (e não a eliminação completa) da empenagem vertical para diminuir peso e assinatura de radar.

7.2. Propostas Para Trabalhos Futuros

Há a possibilidade de efetuar uma metodologia reversa, ou seja, a partir de cada projeto de controle determinar o tamanho mínimo da empenagem vertical. Para trabalhos futuros é recomendado considerar ainda:

- A fase transônica entre Mach 0,6 e Mach 1,4 (que não foi abrangida devido à limitação do DIGITAL DATCOM);
- A resposta dinâmica dos controles frente às perturbações de alta frequência como vento de rajada, vento de través e falha repentina de motor (que não foram analisadas, uma vez que os controles atualmente dimensionados são incapazes de manter a aeronave em equilíbrio estático);
- Os requisitos adicionais (U. S. Military, 1980) além de falha de motor e a oscilação em *Dutch-roll* para garantir a qualidade de voo nível 1.

A metodologia reversa supracitada é passível de implementação computacional através de algoritmos. Programas de computador (Microsoft Excel, DIGITAL DATCOM, Mode Frontier, Matlab) integrados através de métodos de otimização efetuando os mesmos cálculos deste trabalho de forma automatizada diminuiriam a quantidade de homem-hora empregada para obter as conclusões necessárias e aumentariam a capacidade de analisar diversas variações da concepção original de caça e dos controles até a obtenção daquela que atenda os requisitos de estabilidade e controle lateral.

8. AGRADECIMENTOS

Ao Luiz Fernando Tedeschi Oliveira por fornecer dados sobre o projeto conceitual do caça.

9. REFERÊNCIAS

- Blakelock, J. H., 1991, "Automatic Control of Aircraft and Missiles", Wiley-Interscience, 2nd Edition.
- German Aerospace Center (DLR), 2008, http://www.dlr.de/rm/en/desktopdefault.aspx/tabid-4006/6290_read-9059/, Institute of Robotics and Mechatronics.
- McDonnell Douglas Corporation, 1979, "The USAF Stability And Control DATCOM", St Louis.
- NASA, 1976, "U.S. Standard Atmosphere, 1976", Washington D. C., U.S. Government Printing Office.
- Raymer, D. P., 1992, "Aircraft Design - A Conceptual Approach", Sylmar, Califórnia, United States of America, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.
- Roskam, J., 2000, "Airplane Design Part VI - Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics", Kansas, DARCorporation.
- U. S. Military, 1980, "MIL-F-8785C - Military Specification - Flying Quality of Piloted Airplanes".
- Wikipedia, 2008, "Eurojet EJ200", http://en.wikipedia.org/wiki/Eurojet_EJ200.

10. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído nesse trabalho.

LATERAL STABILITY AND CONTROL OF A BI-MOTOR TALESS JET FIGHTER

Diogo Peligrinelli Dutra, diogodutra@gmail.com

Pedro Paglione, paglione@ita.br

¹Technological Institute of Aeronautics (ITA) – Brazil

Resumo: *The purpose of the work is analyse the thrust vector control, the drag rudder and the assymmetric thrust as feasible solutions to lateral stability and control problem of a bi-motor tailless jet fighter. The methodology is to design each proposed control (sizing, positioning and mechanical and operational limits) and to analyse each control capability to separetaly provide the minimum necessary static stability to fulfill the required flight handling for the considered flight conditions. The results show that the three proposed controls are uncapable of meeting the requirements.*

Keywords: *stability, control, lateral, tailless, jet fighter.*