

OTIMIZAÇÃO DE GANHOS DE UM CONTROLADOR DE MOVIMENTO LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE

Rodrigo Tapia Passos de Oliveira, rodrigotpo@gmail.com¹
Alberto Adade Filho, adade@ita.br²

¹ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Rua Jequitibá Qd. 133, Lt. 23 – Santa Geneveva, Goiânia – GO

²ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA-IEM, S. José dos Campos – SP

Resumo: *Este trabalho tem por objetivo principal demonstrar a aplicação prática do software modeFRONTIER® como solução de otimização multicritério em um projeto de controle do movimento longitudinal de uma aeronave. Para tanto são apresentados os diferentes tipos de algoritmos que o programa pode empregar, bem como sua funcionalidade básica. Em seguida a aplicação prática da qual se utiliza o programa de forma a definir os melhores valores de ganhos correspondentes aos controladores do movimento longitudinal de uma aeronave nos diferentes pontos de operação. Para isto são exibidos os modelos da aeronave e de seus controladores bem como os resultados obtidos a partir do processo de otimização. Por fim, uma breve conclusão onde fica claro que as principais vantagens desse tipo de otimização são: a grande variedade de algoritmos previamente implementados e disponíveis, a grande possibilidade de adaptar o programa para otimizar valores que envolvam algoritmos dos mais diferentes ambientes matemáticos (Excel, MatLab, etc.) e a facilidade de análise dos resultados obtidos.*

Palavras-chave: *otimização multicritério, controle longitudinal, projeto algorítmico*

1. INTRODUÇÃO

Com a evolução da tecnologia ao longo dos anos, problemas mais e mais complexos se apresentam como desafios para engenheiros e cientistas. Muitos destes problemas envolvem situações em que se deseja buscar o ponto ótimo de operação. Nestes casos, a solução deve ser achada sob condições conflitantes, de modo que a aplicação de algoritmos específicos torna-se necessária para se encontrar o ponto ótimo.

Como maneira de solucionar o problema da otimização, surgiram softwares capazes de fazer modificações controladas nas entradas e parâmetros do sistema e modificá-los de acordo com a análise das saídas das simulações do sistema. Um desses softwares é o modeFRONTIER®, software para projeto e otimização multi-objetivo.

Neste trabalho tem-se por objetivo demonstrar a aplicação prática do software modeFRONTIER® como solução de otimização multicritério em um projeto de controle do movimento longitudinal de uma aeronave.

2. SOBRE O MODEFRONTIER®

O processo de otimização utilizando o modeFRONTIER® consiste basicamente em reunir em um único ambiente a descrição do problema e um conjunto de objetivos. E a partir daí buscar o ponto ótimo de operação para o sistema por meio de algoritmos pré-definidos.

2.1. Algoritmos

Os algoritmos de otimização presentes nesse software em sua versão 3.2.0 são divididos em quatro categorias básicas:

- *Base Schedulers*
 - *DOE Sequence*
 - *MOGA-II (Multi-Objective Genetic Algorithm)*
 - *SIMPLEX*
 - *B-BFGS (Boundary BFGS)*
 - *Levenberg-Marquardt*
 - *SA (Simulated Annealing)*
 - *ARMOGA (Multi-Objective Genetic Algorithm)*

- *Advanced Schedulers*
 - MOSA (*Multi-Objective Simulated Annealing*)
 - MACK (*Multivariate Adaptive Cross validating Kriging*)
 - NSGA-II (*Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II*)
 - MOGT (*Multi-Objective Game Theory*)
 - FMOGA-II (*Multi-Objective Genetic Algorithm*)
 - FSIMPLEX (*Fast SIMPLEX*)
- *Evolution Strategy Schedulers*
 - 1P1-ES (*1+1 Evolution Strategy*)
 - DES (*Derandomized Evolution Strategy*)
 - MMES (*mu+lambda Evolution Strategy*)
- *Sequential Quadratic Programming*
 - NLPQLP
 - NBI-NLPQLP (*Normal Boundary Intersection – NLPQLP*)

2.2. Funcionalidade Básica

O modeFRONTIER® apresenta ao usuário uma interface baseada em nós e transferência de valores, de modo que o usuário pode montar seu sistema na forma de fluxo de trabalho e adequá-lo a suas necessidades de otimização. Os principais nós disponíveis ao usuário na biblioteca do programa podem ser vistos na Fig. (1) a seguir:

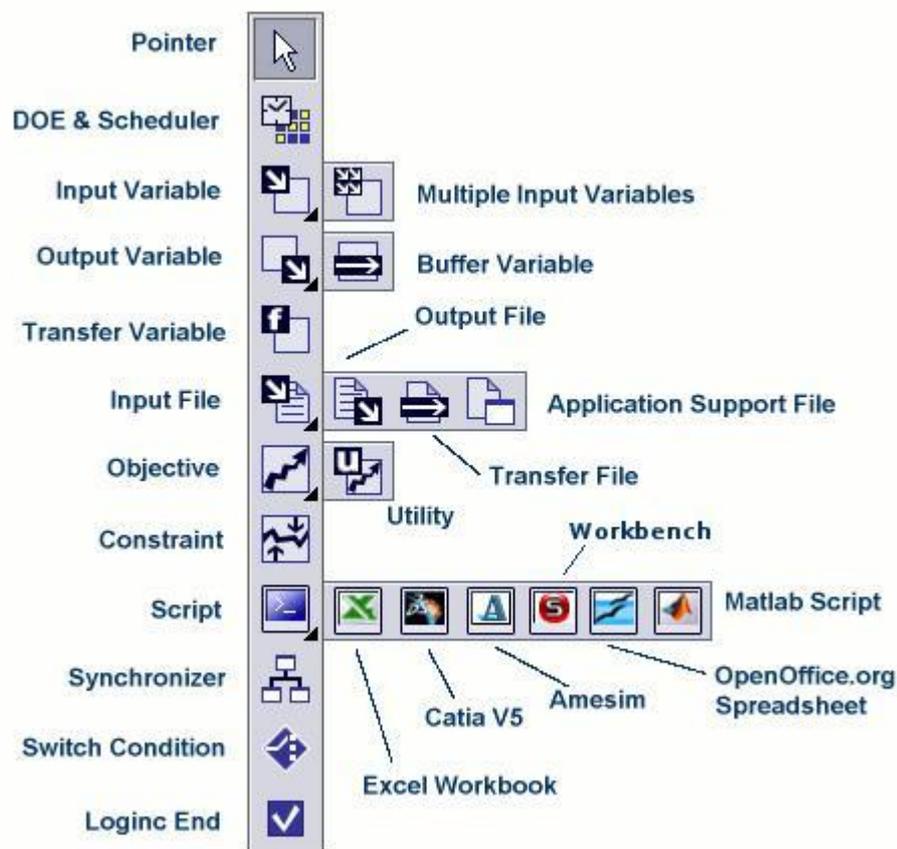


Figura 1. Biblioteca de nós disponíveis ao fluxo de trabalho do modeFRONTIER®.
Fonte: ESTECO S.r.l. (2006).

A partir da biblioteca de nós e de seu uso no fluxo de trabalho, os dados são inseridos, removidos e transferidos na otimização, scripts são utilizados e restrições e objetivos são definidos de modo a se obter a representação mais fiel possível do sistema que se deseja otimizar.

3. CARACTERIZAÇÃO DO PROBLEMA

3.1. Modelo da Aeronave

O modelo de aeronave utilizado no estudo foi um modelo militar tipo *fighter*, apresentado por Paglione (1987):

- ❖ Massa (m) = 7.400 Kg
 - ❖ Área de referência da asa (S) = 36 m²
 - ❖ Momento de Inércia em torno de Y (I_y) = 54000 Kg m²
 - ❖ Corda Média Aerodinâmica (l) = 5.25 m
- Para polar de arrasto utilizou-se o seguinte modelo:

$$C_D = C_{D0} + k_1 \cdot C_L + K_2 \cdot C_L^2 \quad (1)$$

onde:

- ❖ C_{D0} = 0.015
- ❖ k₁ = 0
- ❖ K₂ = 0.4

Quanto ao modelo propulsivo, tem-se:

$$F = \pi \cdot F_{\max} \cdot \left(\frac{\rho}{\rho_i} \right)^{n\rho} \cdot \left(\frac{V}{V_i} \right)^{nV} \quad (2)$$

onde:

- ❖ Tração Máxima (F_{max}) = 40000 N
- ❖ Altitude na qual foi medida a Tração Máxima (H_i) = 0 m
- ❖ Velocidade para a qual foi medida Tração Máxima (V_i) = 1 m/s
- ❖ Expoente para razão de densidades para o cálculo da Tração disponível (n_ρ) = 1
- ❖ Expoente para razão de velocidades para o cálculo da Tração disponível (n_V) = 0

O posicionamento do motor:

- ❖ Braço horizontal do motor (x_F) = 0
- ❖ Braço vertical do motor (z_F) = 0
- ❖ O ângulo que o eixo de simetria do motor forma com o eixo de simetria da fuselagem α_F = 2 graus.

Para a definição do modelo aerodinâmico tem-se que:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L\delta_p} \cdot \delta_p + C_{L\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{l}{V_e} + C_{Lq} \cdot q \cdot \frac{l}{V_e} \quad (3)$$

$$C_M = C_{M0} + C_{M\alpha} \cdot \alpha + C_{M\delta_p} \cdot \delta_p + C_{M\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{l}{V_e} + C_{Mq} \cdot q \cdot \frac{l}{V_e} \quad (4)$$

onde:

- ❖ C_{L0} = 0
- ❖ C_{Lα} = 2.204
- ❖ C_{L $\dot{\alpha}$} = 0
- ❖ C_{Lq} = 0
- ❖ C_{Lδp} = 0.7
- ❖ C_{M0} = 0
- ❖ C_{Mα} = -0.17
- ❖ C_{M $\dot{\alpha}$} = 0
- ❖ C_{Mq} = -0.4
- ❖ C_{Mδp} = -0.45

A aeronave apresenta, ainda, algumas restrições operacionais:

- ❖ Limite para o valor do ângulo de ataque (α_{max}) = 40°
 - ❖ Máxima altitude de voo/Teto operacional (H_{max}) = 50.000 m
- e algumas restrições estruturais:
- ❖ Máxima deflexão do profundor = ± 25°
 - ❖ Máxima taxa de variação do profundor = 60 °/s

3.2. Modelo do movimento longitudinal

Os estados da dinâmica longitudinal são:

$$\dot{V} = \frac{F \cdot \cos(\alpha + \alpha_F) - D - mg \cdot \sin(\gamma)}{m} \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{F \cdot \sin(\alpha + \alpha_F) + L - mg \cdot \cos(\gamma)}{mV} \quad (6)$$

$$\dot{q} = \frac{M - F \cdot \sin(\alpha_F) \cdot x_f + F \cdot \cos(\alpha_F) \cdot z_f}{I_y} \quad (7)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (8)$$

$$\dot{H} = V \cdot \sin(\gamma) \quad (9)$$

As Eq. (5)-(9) estão descritas em detalhes em Paglione (1987) e Oliveira (2009).

3.3. Sistema de Controle

Para a análise prática adotou-se um modelo de controle semelhante ao modelo de SCAS apresentado por Saussié, Saydy e Akhrif (2006). Na Fig. (2) vê-se o diagrama de blocos representativo do modelo utilizado para o projeto e em seguida a descrição funcional de cada parte:

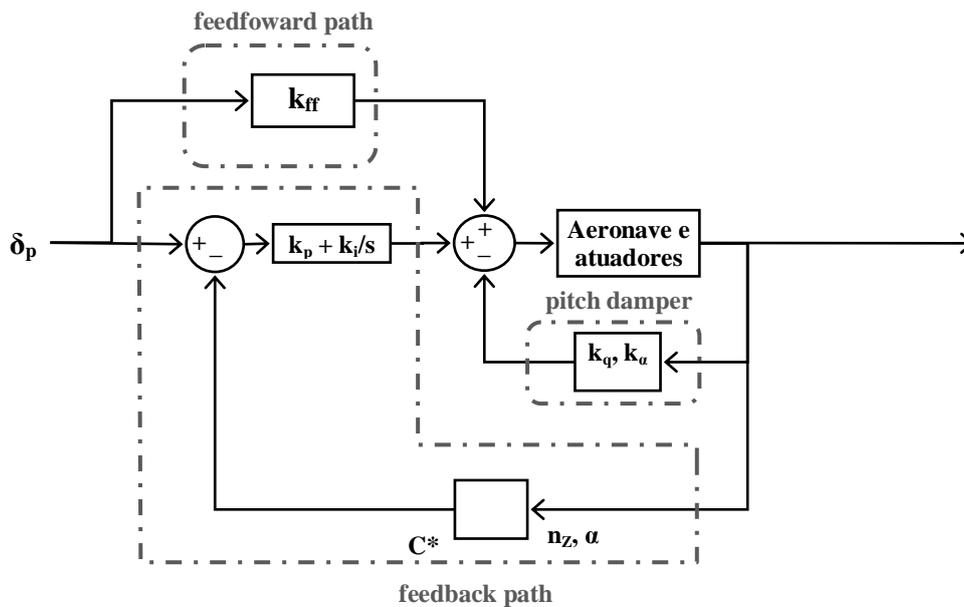


Figura 2. Modelo de controle implementado.
Fonte: Oliveira (2009).

Feedforward path: este componente é usado para transferir o comando moldado do piloto diretamente ao profundor (através do ganho para o caminho direto). Isto melhora a controlabilidade e desempenho da aeronave sem comprometer a estabilidade.

Pitch damper: este bloco age a partir do emprego de ganhos proporcionais na realimentação das variáveis de período curto (ângulo de ataque, velocidade de arfagem) de maneira a aumentar o amortecimento natural da aeronave, e, portanto, modificar o efeito do coeficiente aerodinâmico C_{mq} .

Feedback path: em geral, utilizando-se da realimentação do fator de carga (aceleração normal), este bloco age de maneira a aumentar a robustez.

3.4. O Envelope de voo e os pontos de escalonamento

Três são os limites que definem o envelope de voo utilizado no modelo:

A curva de stall: Considerando o máximo ângulo de ataque de 40° , este é conjunto (altitude, velocidade) no qual a velocidade é mínima.

A curva de tração máxima: conjunto (altitude, velocidade) no qual é dada 100% de potência (π) e obedecido um fator de segurança de projeto de 75%.

O teto de vôo: definido pela altitude máxima operacional do modelo da aeronave, 15240 m de altitude geopotencial.

Os limites, bem como os pontos de escalonamento escolhidos podem ser vistos na Fig. (3):

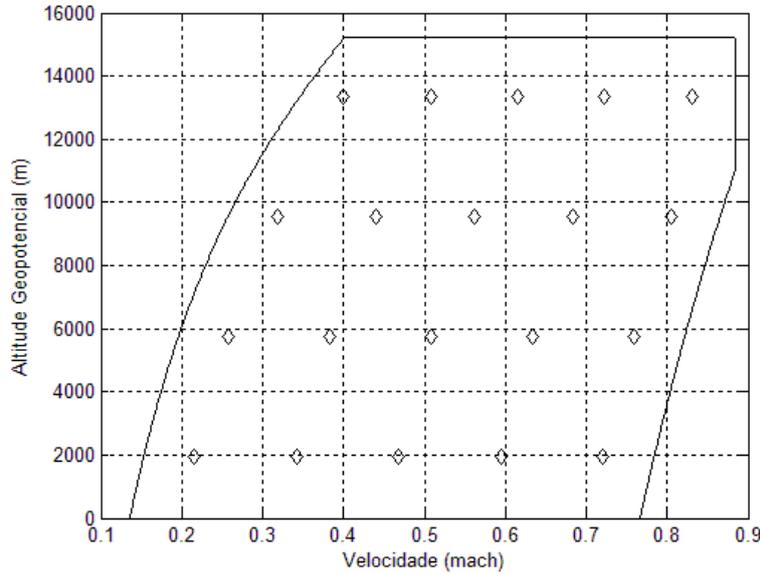


Figura 3. Pontos de operação de projeto para o escalonamento de ganhos.
Fonte: Oliveira (2009).

Os pontos do escalonamento foram encontrados dividindo-se o *range* de altitudes [0,15240] em sete intervalos iguais, de onde se tomou o primeiro, terceiro, quinto e sétimo valores. Em cada um dos quatro pontos de altitude, dividiu-se o *range* de velocidades daquele ponto em dez intervalos, de onde se tomaram novamente as velocidades correspondentes aos pontos ímpares, resultando na distribuição de pontos vista na Fig. (3) acima.

3.5. Qualidade de voo desejada para cada ponto

Conforme Paglione (1987) dentre os requisitos de qualidade de voo desejados para o período curto do movimento longitudinal está a frequência natural de oscilação (ω_{pc}) entre 0.3 e 3.6 rad/s. Quanto ao amortecimento, a restrição é um pouco maior e pode ser vista na Tab. (1) a seguir:

Tabela 1. Limites de amortecimento de período curto.

Level	Category A and C Flight Phases		Category B Flight Phases	
	Minimum	Maximum	Minimum	Maximum
1	0.35	1.30	0.30	2.00
2	0.25	2.00	0.30	2.00
3	0.15	-	0.15	-

Fonte: MIL-F-8785C (1980, p. 13)

Dado que as normas mais recentes pedem um amortecimento maior, como restrição e objetivo no trabalho adotaram-se os seguintes critérios:

- ❖ Restrição de projeto: $0.35 \pm 0.05 < \zeta_{pc} < 1.35 \pm 0.05$
- ❖ Restrição de projeto: $0.5 < \omega_{pc} < 3.5$
- ❖ Objetivo de projeto: $\zeta_{pc} \rightarrow 0.7$
- ❖ Objetivo de projeto: $\omega_{pc} \rightarrow 3.14 \text{ rad/s}$

No caso do movimento de fúgíde tem-se que a única restrição que se deseja garantir é que seu amortecimento seja maior que 0.04.

Além disso, busca-se que todos os pólos estejam no semiplano esquerdo, isto é, que o sistema seja estável (ainda que seja possível admitir pólo muito lento no semiplano direito, pois ele não afetará a manobrabilidade da aeronave e seu comportamento poderá ser facilmente compensado).

4. UTILIZAÇÃO DO SOFTWARE MODEFRONTIER® COMO SOLUÇÃO AO PROCESSO DE OTIMIZAÇÃO MULTICRITÉRIO

O fluxo de trabalho implementado no modeFRONTIER® para execução do processo de otimização pode ser visto na Fig. (4) abaixo:

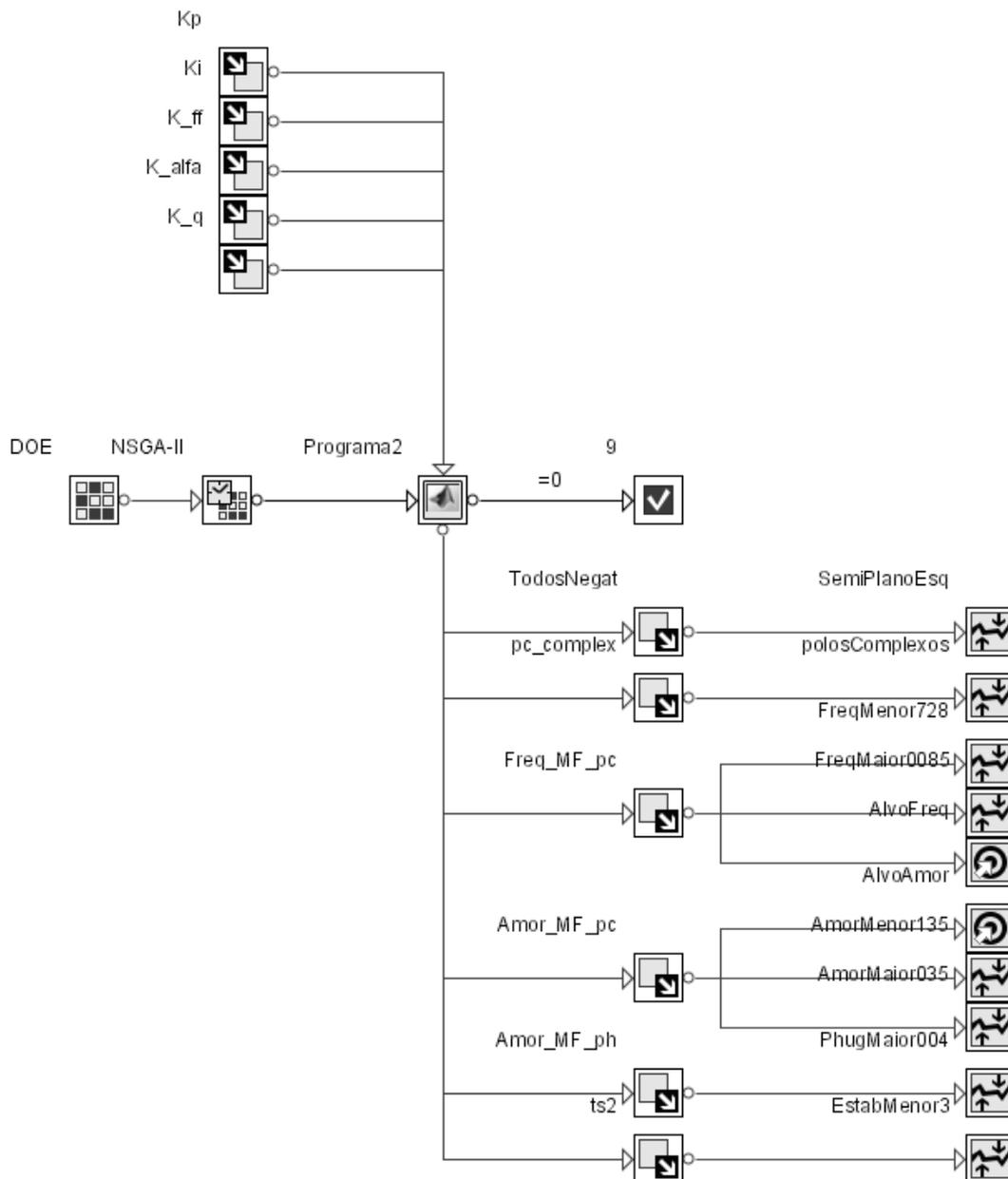


Figura 4. Fluxo de trabalho implementado no modeFRONTIER®.
Fonte: Oliveira (2009).

Após a implementação do sistema, o primeiro passo foi selecionar qual algoritmo seria utilizado no projeto. Dada a busca multicritério, ficou claro que os algoritmos que melhor atenderiam a tarefa seriam os da classe *Advanced Schedulers*, categoria da qual dois algoritmos foram selecionados para serem utilizados.

A primeira opção selecionada foi um algoritmo do tipo Multi Objective Game Theory (MOGT) que é baseado na teoria dos jogos, desenvolvida por J. F. Nash, e, em particular, nos jogos entre jogadores competitivos, que nos casos em estudo representam as funções objetivos.

O segundo algoritmo a ser utilizado foi um algoritmo do tipo Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II (NSGA-II) desenvolvido pelo Prof. K. Deb no Kanpur Genetic Algorithms Laboratory (KanGAL). A grande utilidade deste algoritmo está em ele assimilar automaticamente as variáveis do tipo binário, como, por exemplo, a variável usada para representar se todos os pólos estavam no semi-plano esquerdo, que assume valores 1 (SIM) ou 0 (NÃO).

4.1. Variáveis de Entrada

São cinco as variáveis de entrada usadas no sistema de otimização, sendo estas definidas pelos cinco ganhos do sistema de controle, cujos parâmetros passados ao modo FRONTIER são:

K_alfa: ganho de realimentação do ângulo de ataque

Tipo: variável real

Limite inferior = -4.000E0

Limite superior = 4.000E0

K_q: ganho de realimentação da velocidade de arfagem

Tipo: variável real

Limite inferior = -4.000E0

Limite superior = 4.000E0

K_p: ganho proporcional do controlador PI

Tipo: variável real

Limite inferior = -1.000E0

Limite superior = 1.000E0

K_i: ganho integral do controlador PI

Tipo: variável real

Limite inferior = -4.000E0

Limite superior = 4.000E0

K_ff: ganho do canal *feedforward* do controlador

Tipo: variável real

Limite inferior = -5.000E-2

Limite superior = 5.000E-2

4.2. Variáveis de Saída

Ao todo são seis as variáveis de saída implementadas. Abaixo seguem listados os tipos das variáveis, bem como suas restrições e objetivos atribuídos:

TodosNegat: Variável que guarda SIM/NAO para se todos os pólos estão no semi-plano esquerdo e, portanto, se o sistema é estável.

Tipo: Variável binária [1,0]

Restrição: que o valor seja maior do que 0.5, portanto [1].

pc_complex: Variável que guarda SIM/NÃO se os pólos referentes ao movimento do período curto são complexos conjugados.

Tipo: Variável binária

Restrição: que o valor seja maior do que 0.5, portanto [1].

Freq_MF_pc: Frequência do período curto

Tipo: Variável real

Objetivo: valor igual a 3.14, aproximadamente π

Restrições: valor maior do que 0.085 e menor do que 7.28

Amor_MF_pc: Amortecimento do período curto

Objetivo: valor igual a 0.7

Restrições: valor maior do que 0.3 e menor do que 1.35

Amor_MF_ph: Amortecimento da fugóide

Restrições: valor maior do que 0.04

ts2: tempo de estabelecimento da resposta degrau para o critério 2%

Restrição: valor menor do que 3 segundos

4.3. Busca do ponto ótimo

Para a obtenção do ponto de partida da otimização (inserido no programa, no bloco DOE – *design of experiment*) adotou-se o seguinte procedimento: para os valores de K_alfa e K_q, usaram-se os correspondentes que seriam encontrados através de uma linearização simples e um projeto de alocação de pólos (comando *place* do Matlab Control System Toolbox). No entanto para os valores de Ki, Kp e Kff fez-se necessário que se executasse a otimização no primeiro ponto até que se encontrou um conjunto de valores viáveis (*feasible*), e, em seguida, utilizaram-se estes valores como base para a busca do ponto ótimo de equilíbrio. Uma vez definidos valores para um ponto, estes foram base para a busca no ponto adjacente.

4.4. O resultado da otimização

Em cada ponto de operação foi executado o algoritmo de otimização por meio do software modeFRONTIER®. O *software* gera um conjunto de soluções possíveis que podem ser colocadas de maneira visual para então selecionar, por meio de mudança nas restrições, a opção mais conveniente para o projeto. Tal procedimento pode ser visualizado na Fig. (5) abaixo:

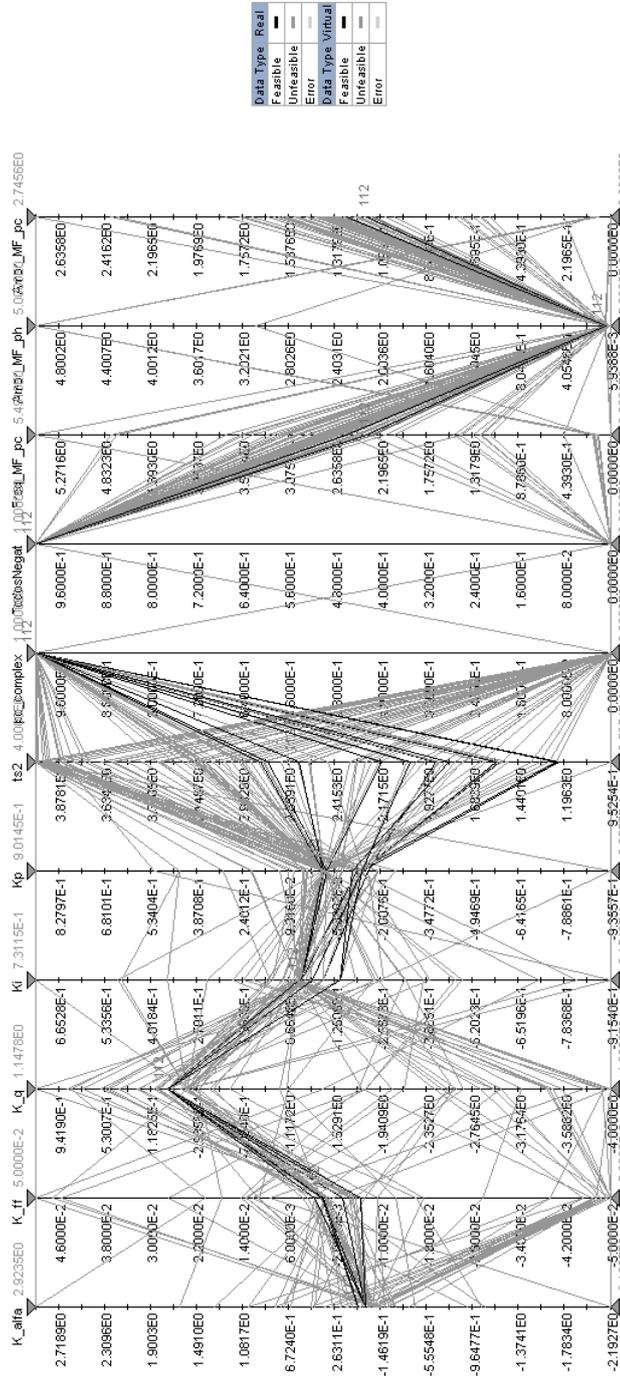


Figura 5. Exemplo de validação visual do projeto realizado no modeFRONTIER com o objetivo de selecionar o melhor conjunto de ganhos para a otimização de um ponto. Fonte: Oliveira (2009).

Para que se entenda melhor a Fig. (5) têm-se três tipos básicos de linhas: as que representam os sistemas possíveis (que atende todas as restrições), os impossíveis (que tem algum tipo de restrição não atendida) e os de erro (ocasionados por falhas no *script*, no próprio modeFRONTIER® ou por uma parada inesperada na execução).

Nota-se ainda na Fig. (5) que são colocadas uma barra para cada entrada e uma para cada saída. Caso fossem utilizados mais de um *script* ou mesmo programas diferentes, e fosse necessário o uso de variáveis de transição, estas também poderiam ser colocadas nas barras. O *software* permite, ainda, que se utilize o erro com relação a determinado objetivo ou restrição. Temos, portanto, nesta figura, onze barras, cinco correspondendo às entradas e seis às saídas.

A partir do gráfico da Fig. (5), é possível, movimentando-se os cursores em cada barra, isolar um único experimento que melhor atenda as especificações de projeto; no caso da Fig. (5) o experimento em questão foi o de número 112. A média de execuções utilizadas nos projetos de cada ponto do escalonador esteve na ordem de 200, embora alguns eventualmente passem dos 500. Cabe ainda ressaltar que o modeFRONTIER® tem várias outras maneiras de visualização de resultados, sendo que esta foi a maneira que particularmente mais se adequou ao sistema em uso.

Uma vez realizada a otimização para todos os pares (altitude, velocidade) dos pontos de operação, foi possível obter-se os valores dos ganhos do controlador em todos os pontos do envelope de voo.

5. CONCLUSÃO

Ao longo do trabalho pôde-se notar a grande dificuldade que se tem, quando se deseja fazer uma otimização de maneira prática. As principais vantagens da utilização do software modeFRONTIER® como meio de otimização do projeto foram:

- ❖ A disponibilidade de um grande número de algoritmos, com a devida documentação, que podem ser utilizados de forma prática nas mais diversas formas de otimização;
- ❖ A facilidade de integração do programa com planilhas e scripts MatLab, ou mesmo qualquer outro sistema de simulação que funcione em *batch mode*;
- ❖ A disponibilidade, também, de uma grande variedade de modos de visualização gráfica dos resultados;
- ❖ A facilidade com que o *software* lida tanto com variáveis do tipo discretas como do tipo contínuas.

Concluiu-se, assim, que o software modeFRONTIER representa uma poderosa e eficiente maneira de se aplicar os algoritmos de otimização aos mais diferentes tipos de projeto, em especial àqueles do universo aeronáutico.

6. REFERÊNCIAS

- ESTECO S.r.l., 2006, “modeFRONTIER 3 User Manual”.
- Oliveira, Rodrigo T. P., 2009, “Projeto algorítmico de controlador com escalonamento de ganhos para o movimento longitudinal de uma aeronave”, M. Eng. Thesis, ITA, São José dos Campos, SP, Brazil, 85p.
- Paglione, P., 1987, “Estabilidade e Controle de Aeronaves”, ITA, São José dos Campos, SP, Brazil.
- Saussié, D., Saydy, L. and Akhrif, O., Sept 2006, “Longitudinal flight control design with handling quality requirements”, The Aeronautical Journal, 110, p. 627-637.
- USA Department of Defense, 1980, “MIL-F-8785C: Flying qualities of piloted airplanes”, Washington, DC, USA. 93p.
Available at: <[http://www.everyspec.com/MIL-SPECS/MIL+SPECS+\(MIL-F\)/download.php?spec=MIL-F-8785C\(05NOV1980\).005295.PDF](http://www.everyspec.com/MIL-SPECS/MIL+SPECS+(MIL-F)/download.php?spec=MIL-F-8785C(05NOV1980).005295.PDF)>

7. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

GAIN OPTIMIZATION FOR A LONGITUDINAL CONTROL OF AN AIRCRAFT

Rodrigo Tapia Passos de Oliveira, rodrigotpo@gmail.com¹
Alberto Adade Filho, adade@ita.br²

¹ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Rua Jequitibá Qd. 133, Lt. 23 – Santa Geneveva, Goiânia – GO

²ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA-IEM, S. José dos Campos – SP

Abstract: *This work aims to demonstrate the practical application of the modeFRONTIER® software as a solution to the multi-criteria optimization in a project of longitudinal movement control of an aircraft. In order to do that, different types of algorithms used by the software are presented, as well as its basic functionality. Then, the practical application is presented, which is used by the program in order to define the best gain values corresponding to the longitudinal movement controllers of the aircraft in the different operating points. In this case, the models of the aircraft and its controllers are displayed, as well as the results obtained from the optimization process. At the end, a brief conclusion where it becomes clear that the main advantages of this type of optimization are: the wide variety of algorithms previously implemented and available, the vast possibility to adapt the program to optimize values involving algorithms of several different mathematical environments (Excel, MATLAB, etc.) and the simple ways to analyze the results.*

Keywords: *multi-criteria optimization, longitudinal control, algorithm design*

Authors are solely responsible for the content of printed materials included in their work.