

## ANÁLISE BÁSICA DOS EFEITOS AERODINÂMICOS PRESENTES NO ACIDENTE DO H-1H FAB 8667

Waldir Eustáquio Gava<sup>1</sup>

Artigo submetido em 30/09/2009.

Aceito para publicação em 03/02/2010.

**RESUMO:** Os acidentes com helicópteros acontecem. As investigações e análises destes geram recomendações de segurança que previnem a ocorrência de novos acidentes e ajudam no processo decisório dos pilotos. Este artigo propõe uma análise básica das características aerodinâmicas de estabilidade e controle presentes no acidente do H-1H 8667, após o rompimento da haste de comando do *swashplate*, estudando somente, e separadamente, o comportamento do disco rotor e do estabilizador horizontal desde o momento da pane até a colisão contra o solo. Sabe-se que uma série de outras variáveis ligadas aos efeitos aerodinâmicos interferiu nesta ocorrência, entretanto não serão objetos de estudos neste artigo.

**PALAVRAS-CHAVE:** Aerodinâmica. Estabilidade e Controle. Helicóptero.

### 1 INTRODUÇÃO

O voo do helicóptero é fascinante. Muito mais fascinantes são as características aerodinâmicas que circundam esta máquina que possui a fantástica capacidade de pairar. Entretanto, acidentes com helicópteros acontecem. Diversos fatores contribuem para que uma simples pane se torne um evento catastrófico, se o piloto não souber o que fazer.

Treinamento e conhecimento são os pilares básicos para um voo seguro e bem sucedido. Para isso, o piloto precisa saber como o helicóptero se comporta frente às perturbações aerodinâmicas existentes num voo.

Quando um piloto estuda e analisa um acidente, ele está se abastecendo de informações importantes que farão a diferença no processo decisório, entre um susto e uma catástrofe.

Este artigo apresenta o estudo das características aerodinâmicas de

---

<sup>1</sup> Capitão Aviador da Força Aérea Brasileira. Bacharel em Ciências Aeronáuticas com Habilitação em Aviação Militar pela Academia da Força Aérea. Instrutor de voo em helicópteros e Oficial de Segurança de Voo. Atualmente cursa o Mestrado em Segurança de Voo e Aeronavegabilidade Continuada no Instituto Tecnológico de Aeronáutica. [wegava@yahoo.com.br](mailto:wegava@yahoo.com.br).

estabilidade e controle presentes no acidente ocorrido com o H-1H FAB 8667, em 05 de fevereiro de 1998. Primeiramente será mostrado como ocorreu o acidente de forma sucinta. Depois, será explicado como funcionam os mecanismos de comando do rotor principal. Após isso, serão discutidas somente as características de estabilidade e controle do rotor principal e do estabilizador horizontal, visto que uma análise completa de todas as variáveis ligadas aos efeitos aerodinâmicos não seria oportuno para este artigo. E, por fim, serão abordadas essas características durante o acidente.

## 2 HISTÓRICO DO ACIDENTE DO H-1H 8667 EM 05 FEV 98

A missão consistia em um voo de experiência após a realização de serviços de manutenção. No regresso para o aeródromo, após a realização dos cheques previstos, ao cruzar 2500 ft na descida, a tripulação ouviu um forte ruído seguido de vibração intensa no comando cíclico. Os pilotos perderam o controle da aeronave, a qual entrou em voo picado e em curva para a esquerda.

Antes de tocar o solo, o piloto obteve algum controle da aeronave, atenuando o impacto da mesma.

Segundo relatório do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), a aeronave sofreu danos graves e os tripulantes sofreram lesões leves (CENIPA, 1998, p 2).

Para compreender o cenário deste acidente é interessante comentar alguns detalhes levantados durante as investigações.

Antes do voo do acidente, durante manutenção programada, a aeronave realizava voos de experiência, cumprindo a etapa de testes de vibração do rotor principal, comumente chamado de "vibrex". Para este serviço é necessária a colocação de sensores na haste de comando do *swashplate*.

Naquele dia, com esta etapa do voo de experiência terminada, seriam iniciados os cheques de vibração do motor. O serviço de retirada das peças do "vibrex" no rotor principal foi realizado por um mecânico não qualificado, que também retirou, inadvertidamente, os parafusos de fixação do trunnion da haste de

comando do *swashplate*. A retirada destas peças ocorreu devido ao desconhecimento técnico do mecânico em relação aos procedimentos e à própria aeronave, e por motivos que não são o objetivo deste artigo, a inspetoria não verificou o serviço desse mecânico, e a aeronave foi liberada para o voo (CENIPA, 1998, p 7).

Nos exame dos destroços, tanto a haste direita, quanto a esquerda dos atuadores hidráulicos do cíclico foram encontradas fraturadas, entretanto não possuíam o mesmo tipo de dano. Elas foram encaminhadas para o então Centro Técnico Aeroespacial, hoje Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), onde foram realizados exames. O Relatório Final do acidente cita que o Laudo Técnico elaborado pelo DCTA indicou que as fraturas da haste direita foram provenientes de sobrecarga, devido aos esforços acima do limite de resistência do material, e que esta se quebrou, provavelmente, durante o choque contra o solo (Figura 1).

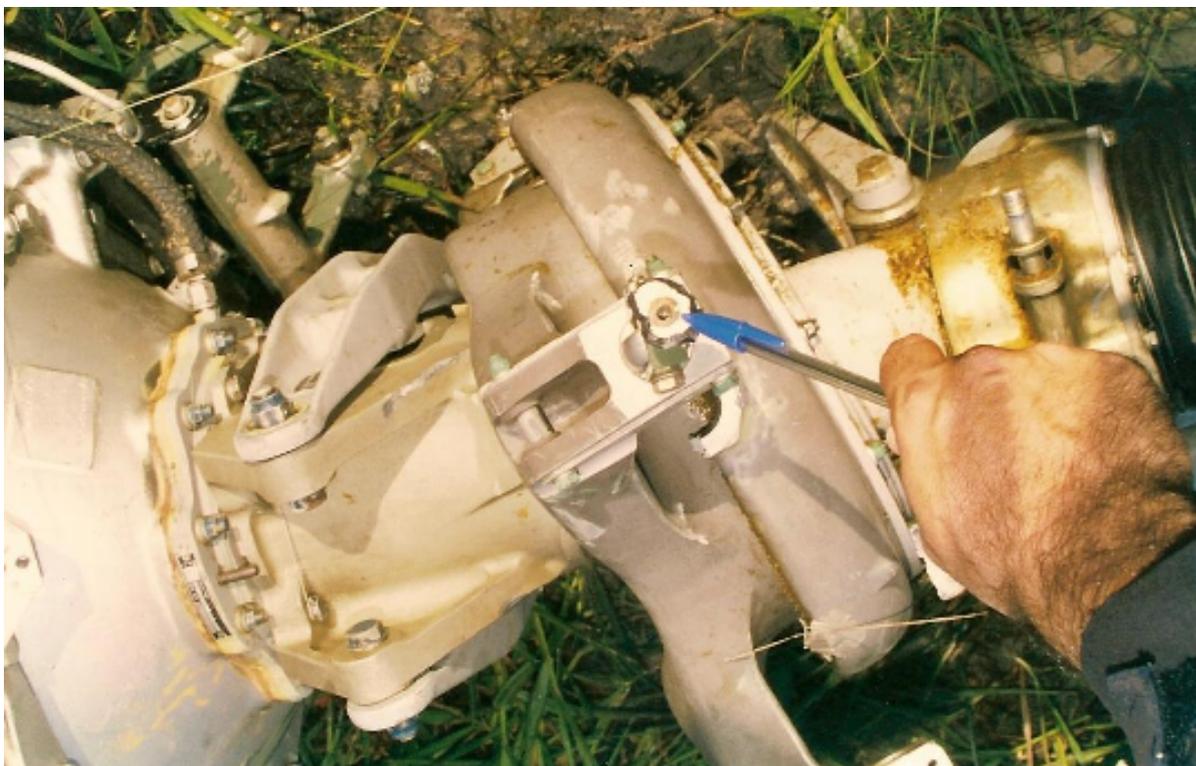


FIGURA 1: Haste direita do swasplate do H-1H 8667. Nota-se que a fratura da haste ocorreu próximo do trunnion de fixação do anel fixo. (Fonte: CENIPA, 1998, p 4)

Pelas condições nas quais foi encontrada a haste de comando esquerda, e considerando o resultado da análise realizada pelo DCTA, a investigação concluiu que a falha foi decorrente da saída do trunnion daquela haste, do seu alojamento no horn do anel fixo interno do conjunto do *swashplate*, devido à ausência dos parafusos de fixação (Figura 2).

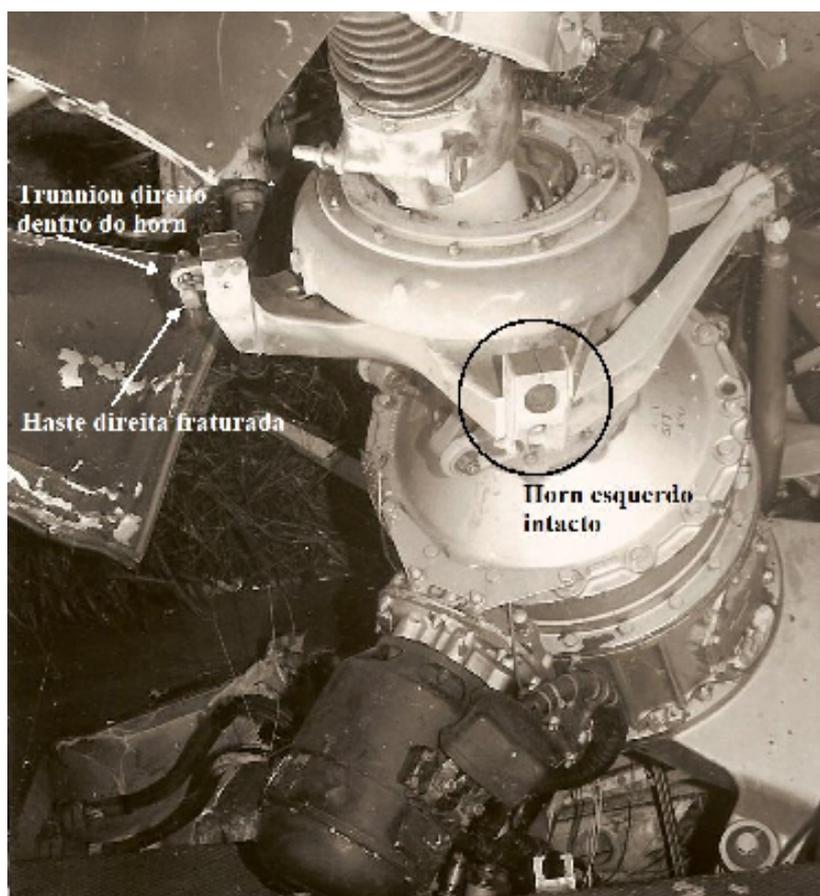


Figura 2: Detalhe do horn de fixação do trunnion da haste esquerda completamente intacta, indicando que o trunnion saiu do alojamento e não foi fraturado como se percebe na haste direita. (Fonte: CENIPA, 1998, p 4 e 7)

No Relatório Final, na parte de análise, está escrito assim:

“Durante um voo de experiência para a realização do teste de potência máxima do motor, houve a perda de controle do helicóptero. A aeronave entrou em uma espiral descendente até próximo do solo, quando o piloto readquiriu um controle mínimo sobre a mesma, permitindo a atenuação do choque contra o solo. Nos exames dos destroços, verificou-se que a perda de controle

deveu-se ao escorregamento do "trunnion" de ligação da haste de comando ao "swashplate", para fora de seu alojamento. O "trunnion" não pode ser retirado do alojamento com os parafusos instalados, uma vez que seu desenho impede a sua movimentação com a presença dos parafusos no local.

(...)

A aeronave colidiu contra o solo em um terreno plano, em atitude de 45° de inclinação à esquerda e 45° picados e terminou tombada 135° sobre o seu lado direito." (CENIPA, 1998, p 7 e 8).

Segundo informações obtidas em entrevista por telefone com o piloto por este autor, ele declarou que, após o forte ruído, a aeronave assumiu uma atitude extremamente picada e com rolamento à esquerda, sem poder precisar a exatidão destes ângulos. O piloto abaixou o coletivo como reflexo condicionado do treinamento de falha do motor (entrada em autorrotação) e atuou no cíclico, o qual perdera sua efetividade. Os pilotos perceberam que a aeronave após algum tempo, sem nenhum comando, diminuía sensivelmente o seu ângulo de atitude e após alguns instantes retornava a um ângulo bastante picado, com um ângulo praticamente estável de rolamento (segundo relato do piloto, aproximadamente 30°). O piloto atuou no coletivo para cima e percebeu que este comando reduzia um pouco a razão de afundamento, porém tendia a aumentar o ângulo de rolamento.

O piloto relatou ainda que, já próximo do solo (também não soube precisar a altura), a aeronave encontrava-se exatamente no seu ciclo de menor ângulo de atitude. O piloto puxou o coletivo tentando reduzir a velocidade de aproximação com o solo, mas, mesmo assim, a aeronave colidiu contra o solo com 45° picado e com 45° de inclinação à esquerda, vindo a capotar.

### **3 CONTROLE DE VOO: SWASHPLATE**

Além da rotação ao redor do mastro, uma pá de helicóptero possui três graus de liberdade: mudança no ângulo de passo (pitch), movimento de batimento (flap) e movimento de avanço e recuo (lead-lag).

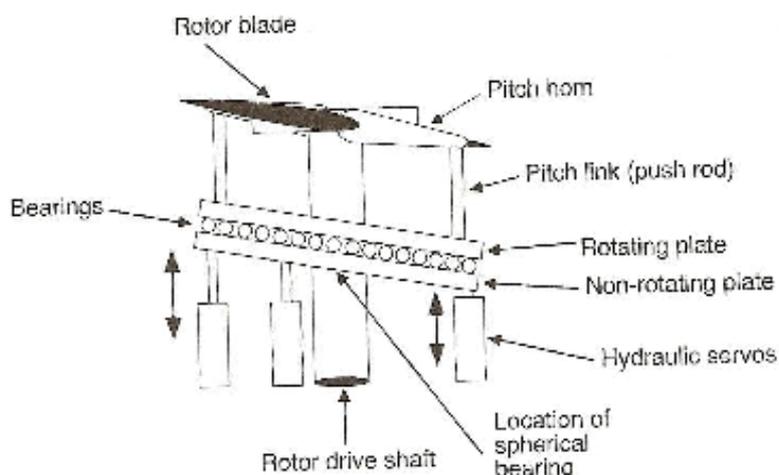


FIGURA 3: Desenho esquemático do *swashplate*. (Fonte: LEISHMAN, 2006)

O movimento de mudança do ângulo de passo é comandado pela atuação da alavanca do coletivo, por cabos de comando e por meio de um *swashplate* (Figura 3). Este controla a variação coletiva e cíclica. Variação coletiva é a modificação uniforme do ângulo de passo das pás em toda a extensão do disco do rotor. Variação cíclica é a modificação diferenciada do ângulo de passo das pás em função do ciclo (setor) por onde a pá está passando. (lateral ou longitudinal). Conseqüentemente, pode-se dizer que o swasplate controla a direção do vetor sustentação do rotor.

O swasplate é a chave do controle eficaz de passo das pás do rotor. Ele é um mecanismo composto de dois discos, um fixo e um rotativo, concêntricos com o eixo do rotor. O jogo de rolamentos entre os dois discos permite que o disco superior gire livremente com o rotor paralelo ao disco fixo. Ambos os discos podem ser deslizados no sentido vertical do eixo do mastro em resposta aos comandos do coletivo, e podem também ser inclinados em resposta aos comandos do cíclico. É exigido para prover estes movimentos ao *swashplate*, um mínimo de três hastes ou atuadores, que são conectados mecânica ou hidraulicamente ao sistema de controles de voo. O disco rotativo é conectado às pás por hastes ou links de comando que induzem a mudança de passo. A dinâmica do movimento faz-se da seguinte forma: quando o piloto induz algum movimento nos comandos de cíclico ou

coletivo, este movimento é transmitido aos atuadores do disco fixo, que, por sua vez, transmite os movimentos ao disco rotativo que está girando paralelamente ao seu plano, e, por fim, por meio dos links, transmite essa deflexão a cada pá, produzindo a mudança do passo (veja Figura 4). A habilidade de inclinar os discos exige uma suspensão Cardan ou um rolamento esférico entre o *swashplate* e o eixo do mastro. Os mecanismos mais avançados de *swashplate* foram documentados nas patentes por Crocco em 1906, Yerv em 1910, e Hafner em 1992. (LEISHMAN, 2006)

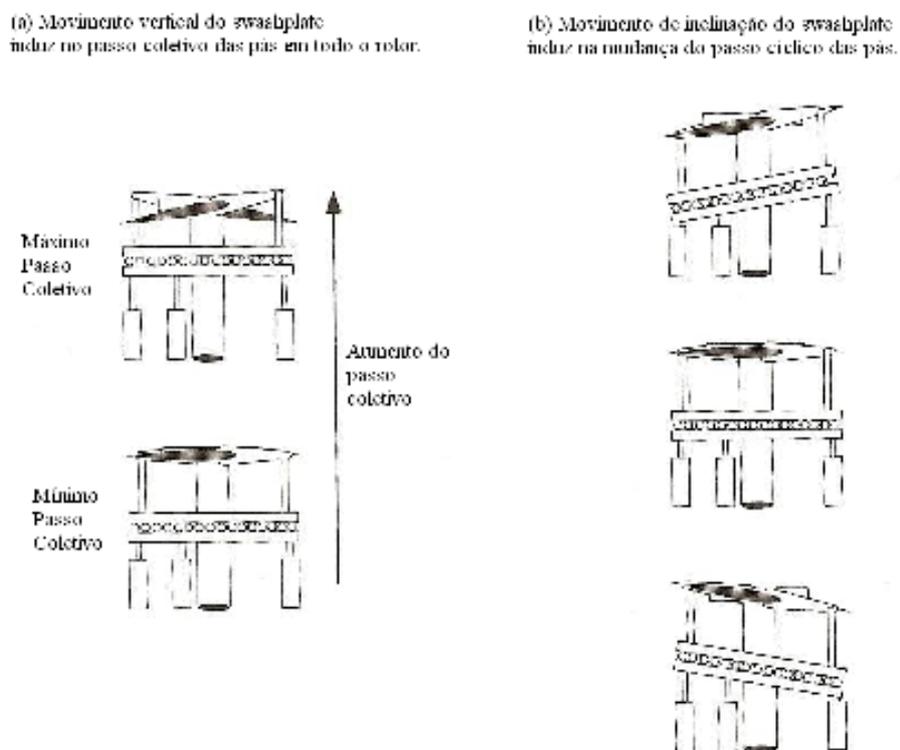


Figura 4: Os movimentos do *swashplate* resultam em mudança no ângulo de passo das pás.

(a) movimento coletivo; (b) movimento cíclico. (Fonte: LEISHMAN, 2006)

Como mostrado na Figura 4 o movimento vertical do *swashplate* resulta em um movimento vertical da ligação de mudança de passo das pás coletivamente, desse modo aumentando o módulo do vetor sustentação. A inclinação do *swashplate* resulta na mudança do passo a cada vez que as pás passarem por aquele setor (ciclicamente), desse modo inclinando o vetor sustentação.

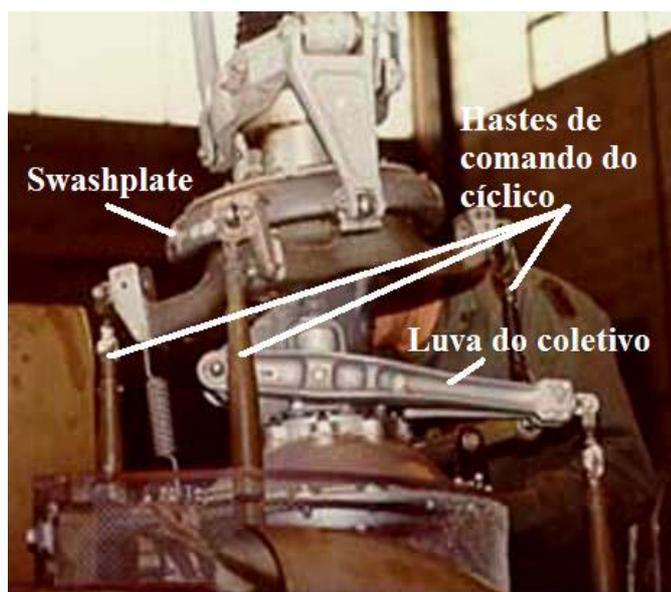


FIGURA 5: *Swashplate*, hastes de comando e luva do coletivo do H-1H. (Fonte: CENIPA, 1998)

O helicóptero H-1H, BELL 205, possui um *swashplate* bem simples, com ângulo de atuação de  $180^\circ$ , através da luva do coletivo (Figura 5). Pelo fato de ser um rotor bipá, este ângulo de atuação de  $180^\circ$  não faz diferença e pode-se analisar como se fosse um *swashplate* sem ângulo de atuação, isso quer dizer que se o *swashplate* for inclinado para baixo à esquerda e para cima, à direita, a haste de comando atuará exatamente baixando a alavanca de mudança de passo da pá no lado esquerdo e subindo no lado direito.

O H-1H possui rotor semirrígido do tipo gangorra, com articulação de batimento exatamente no centro de rotação. Nesta configuração de rotores centralmente articulados, a força aerodinâmica ocorre exatamente a  $90^\circ$  defasada no sentido da rotação.

Considere que  $\psi$  seja o ângulo de deslocamento azimutal da pá no sentido de sua rotação e  $\psi=0$  seja a posição a retaguarda do disco rotor, conforme demonstrado na Figura 6. No caso de um movimento puro de cíclico que modifica o passo da pá em  $\psi=0$ , a força aerodinâmica ocorrerá  $90^\circ$  adiante, ou seja, em  $\psi=90^\circ$ . Por exemplo, se um piloto de H-1H quiser se deslocar para trás, ele atuará no cíclico, movendo-o para trás. Por meio dos cabos de comando, este movimento será transmitido à *swashplate* que provocará o aumento do passo em  $\psi=90^\circ$  e diminuição

do passo em  $\psi=270^\circ$ , o que acarretará um aumento da resultante aerodinâmica em  $\psi=180^\circ$ , ocasionando um momento cabrador no disco rotor, ou, em outras palavras, a inclinação do vetor sustentação para trás, resultando no deslocamento do helicóptero.

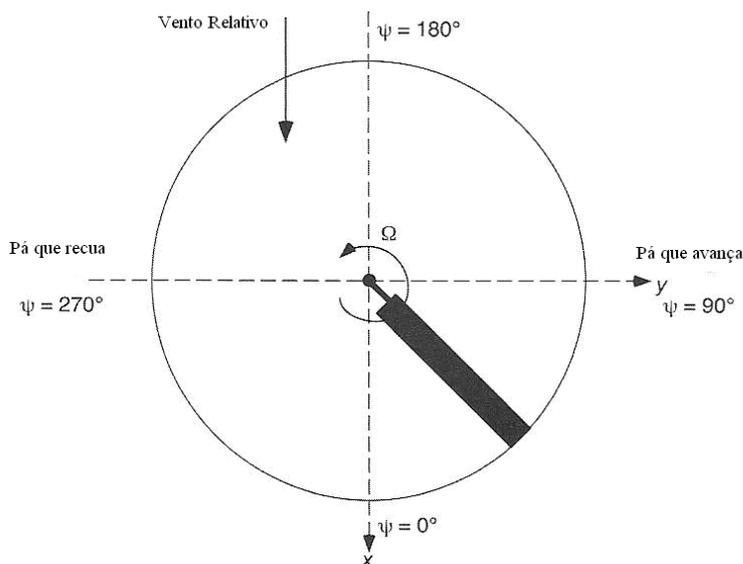


FIGURA 6: Posição azimutal da pá.

A atuação do *swashplate* e dos links de mudança de passo são apenas as perturbações mecânicas e controladas que ocorrem no rotor. O capítulo seguinte aborda, de forma sucinta, outras perturbações que o rotor pode sofrer.

#### 4 ESTABILIDADE E CONTROLE

O princípio geral do voo, em qualquer aeronave, é o equilíbrio de todos os momentos e forças aerodinâmicas, gravitacionais e inerciais, sobre os três eixos perpendiculares. Quando o helicóptero está com os momentos equilibrados sobre o centro de gravidade, diz-se que é um voo estável ou trimado. (SEDDON, 1990)

Pode-se classificar estabilidade em estática e dinâmica. Quando um helicóptero está voando em equilíbrio, a tendência inicial do seu comportamento frente a uma perturbação é denominada estabilidade estática e o seu comportamento ao longo do tempo é designado como estabilidade dinâmica. Uma

estabilidade positiva significa que a aeronave cria momentos para retornar em direção ao seu estado inicial de equilíbrio, ao contrário, chama-se estabilidade negativa.

Para facilitar o estudo, a estabilidade é sempre analisada em relação a uma única variável. Neste contexto, o helicóptero pode apresentar diferentes tipos de estabilidade dependendo da variável, como uma estabilidade positiva para ângulo de ataque, e negativa para velocidade, por exemplo.

Para melhor compreender as interações que ocorreram no acidente do H-1H 8667, são discorridas apenas as considerações acerca do comportamento do rotor principal do H-1H frente a perturbações de velocidade e sobre o estabilizador horizontal.

Como já foi dito anteriormente, o rotor do H-1H é semirrígido tipo gangorra, sem excentricidade de batimento. O helicóptero, numa situação de voo pairado, está com todos os momentos equilibrados. Qual é o comportamento do rotor caso receba uma rajada frontal de vento?

Se o H-1H receber uma rajada de vento no seu eixo longitudinal, haveria uma mudança nas velocidades das pás. A pá que avança ( $\psi=90^\circ$ ) recebe um aumento de velocidade, resultando num incremento de sustentação, acontecendo o contrário na pá que recua ( $\psi=270^\circ$ ). Essa dissimetria de sustentação resulta numa resposta  $90^\circ$  defasada, ou seja, aparecerá um momento cabrador no disco rotor, que tenderá a anular o aumento da velocidade. Com isso, conclui-se que o rotor do H-1H possui estabilidade estática longitudinal positiva frente a uma perturbação em velocidade.

Outro componente que favorece a estabilidade longitudinal é o estabilizador horizontal. Ele é muito importante no projeto de qualquer helicóptero. A seleção do tamanho e da posição desta empenagem sobre a cauda é um dos mais difíceis desafios que os projetistas de helicópteros enfrentam até os dias de hoje. Além das soluções de compromisso entre as características aerodinâmicas, de estrutura, de peso e de estabilidade, há importantes efeitos de interação do fluxo de ar desviado

pelas pás do rotor principal (downwash) na região da cauda (LEISHMAN, 2006).

Prouty descreve que há basicamente três tipos de designs de estabilizador horizontal usados em helicópteros: estabilizador montado mais à frente do cone de cauda, montado mais baixo e recuado ou projeto da cauda em T (montado na parte superior do estabilizador vertical). O projeto do estabilizador montado à frente, como no H-1H, geralmente, reduz os problemas de interação com o downwash do rotor principal, pois permanece envolto pelo escoamento até que uma velocidade razoável à frente seja atingida. Devido ao braço de momento ser reduzido, a superfície deste tipo de estabilizador deve ser maior. Este tipo de estabilizador é utilizado em muitos projetos da Bell Helicopter (PROUTY, 1982).

No H-1H, esta empenagem possui perfil assimétrico negativo e seu ângulo de ataque é variável com conexão direta com o comando do cíclico. Se o helicóptero recebe uma rajada de vento no seu eixo longitudinal, ou aumenta sua velocidade à frente, isto resulta num aumento de velocidade do escoamento sobre o perfil do estabilizador, provocando um aumento da força de sustentação deste componente, gerando um momento cabrador na aeronave, causando um incremento em sua estabilidade longitudinal (Figura 7).

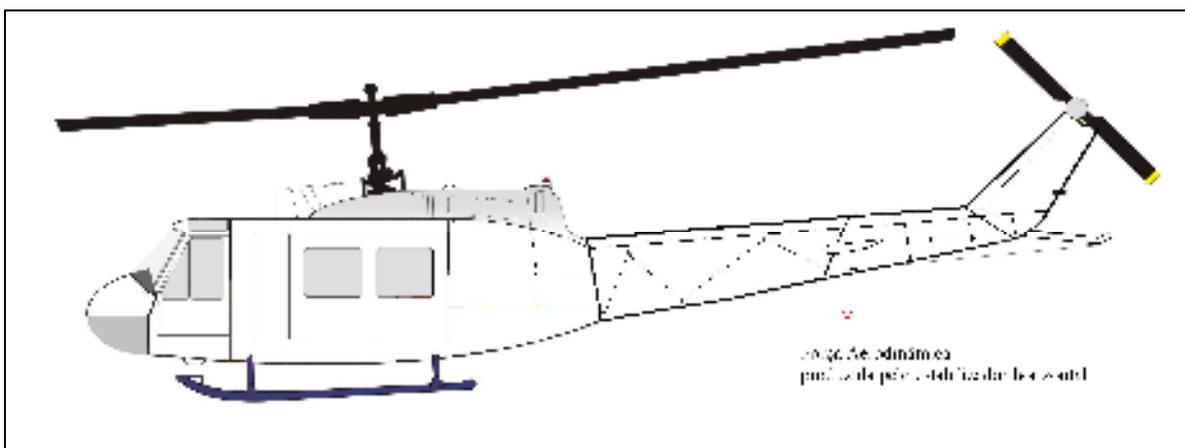


FIGURA 7: Esquema da atuação da força aerodinâmica no estabilizador horizontal.

A compreensão dessas considerações sobre estabilidade auxilia no entendimento do que pode ter acontecido no acidente, após a separação da haste do *swashplate* até a colisão contra o solo, que será discorrido a seguir.

## 5 ANÁLISE DAS CARACTERÍSTICAS DE ESTABILIDADE E CONTROLE NO ACIDENTE

Após a quebra da haste, a aeronave entrou numa atitude extremamente picada, o que aumentou sua velocidade. Diferentemente de uma descida estabilizada, na qual o piloto desce com pequenos valores de razão de descida e com ângulos de atitude levemente cabrados, nesta situação a razão de descida era grande e o ângulo de atitude, picado. Com isso o estabilizador horizontal percebeu um aumento da velocidade no escoamento sobre seu perfil, aumentando significativamente a resultante aerodinâmica dessa superfície. O aumento da velocidade e, conseqüentemente, o aumento da força aerodinâmica do estabilizador provocou um momento cabrador na aeronave que reduziu o seu ângulo de atitude. Essa mudança na atitude do helicóptero resultou no aumento do ângulo de ataque do estabilizador horizontal, diminuindo sua sustentação, pois o perfil é assimétrico invertido. Assim, a aeronave novamente mergulhou e se repetiu todo o ciclo. Isto pode ser a explicação para o fato de o piloto ter relatado que a aeronave apresentava, sem atuação no comando, mudanças no ângulo de atitude.

Ao se aproximar do solo o piloto puxou o coletivo.

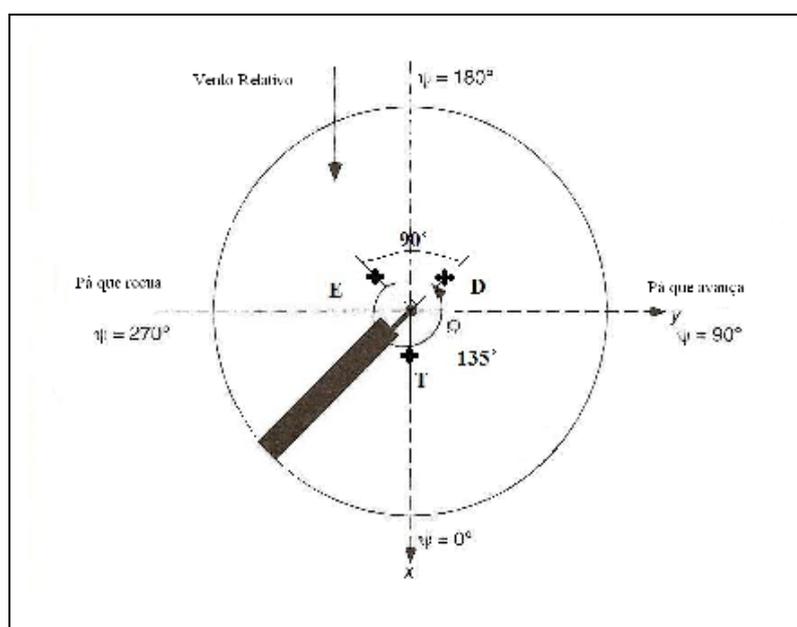


FIGURA 8: Representação esquemática das hastes de comando da swasplate em relação ao ângulo azimutal da pá.

Quando se atua no coletivo, a cadeia de comando aciona verticalmente as três hastes do swashplate, como foi exposto no capítulo 3. Como neste ocorrido, a haste da esquerda estava inoperante, o coletivo atuou somente na haste da direita e na haste traseira. Para simplificar o entendimento, a Figura 8 mostra o disco do rotor do H-1H com a representação esquemática dos pontos de atuação das três hastes, as hastes da direita (D) e esquerda (E) possuem  $90^\circ$  de ângulo entre si e distam  $135^\circ$  da haste traseira. Como a haste da esquerda (E) estava quebrada, quando o piloto puxou o coletivo somente as hastes direita (D) e traseira (T) levantaram, provocando uma inclinação do swashplate. Como há  $135^\circ$  entre estas duas hastes, o pico de elevação ocorreu na metade deste ângulo, ou seja,  $\psi=67,5^\circ$ , similar a um comando de cíclico que provocasse uma sustentação máxima neste ângulo. Como no H-1H a resposta aerodinâmica acontece  $90^\circ$  defasado, o  $\psi$  do disco rotor com maior sustentação ocorreu em  $\psi=157,5^\circ$ , e o de menor sustentação em  $\psi=337,5^\circ$ . Houve então uma inclinação do disco rotor no eixo  $157,5^\circ - 337,5^\circ$ , o que se pode decompor em dois momentos: cabrador e de rolamento à esquerda. O momento cabrador atenuou o ângulo de atitude picado da aeronave, diminuindo também a razão de afundamento. O momento de rolamento à esquerda influenciou ainda mais na inclinação lateral que já existia. Isto pode ser um dos fatores que explica a atitude de colisão contra o solo.

Sabe-se que para ter uma correta interpretação dessas interações devem-se detalhar cada fator contribuinte e analisar todo o conjunto. As considerações aqui expostas analisaram somente dois componentes: o estabilizador horizontal e a soltura da haste esquerda da swasplate separadamente sem nenhuma interação com o restante do helicóptero.

## 6 CONCLUSÃO

Investigar um acidente aéreo não é uma tarefa fácil. Requer analisar aquele fato para tentar colher os ensinamentos que ele demonstra.

Depois de discorrido sobre o funcionamento do principal componente do

comando do disco rotor, o *swashplate* e tecidos alguns comentários sobre estabilidade e controle do helicóptero H-1H, este artigo apresentou uma análise básica dos efeitos aerodinâmicos ocorridos no acidente com o helicóptero FAB 8667, após a quebra da haste de comando do *swashplate*.

No acidente em questão, a perda do parafuso de fixação levou à ruptura da haste de comando esquerda, fazendo com que o piloto perdesse parcialmente o controle do disco rotor e a aeronave iniciou um espiral descendente à esquerda. Quanto o piloto, em reflexo condicionado pelo treinamento de autorrotação, puxava o coletivo, somente as hastes de comando direita e traseira atuaram no *swashplate*, fazendo com que o disco rotor respondesse com tendência a cabrar e a rolar à esquerda.

O voo descendente da aeronave aumentou o fluxo de ar no estabilizador horizontal, aumentando assim sua força aerodinâmica, provendo um momento cabrador na aeronave. Isto explica as mudanças de atitudes que ocorreram durante a queda, sem que o piloto atuasse nos comandos.

Estas informações mostram de maneira bastante simples, o comportamento que o helicóptero apresentou após o momento da pane até sua colisão com o solo, entretanto, uma série de outras variáveis ligadas aos efeitos aerodinâmicos interferiu nesta ocorrência e não foram objeto de estudo deste artigo.

## REFERÊNCIAS

BRASIL. Comando da Aeronáutica. Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos. **Relatório Final de acidente do FAB 8667**, ocorrido em 05 FEV 98. Brasília, 1998.

LEISHMAN, J. Gordon. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. 2. ed. Cambridge: University Press, 2006.

PROUTY, R. W. **Helicopter Aerodynamics**. [S. l.]: PJS Publications Inc, 1982.

SEDDON, J. **Basic Helicopter Aerodynamics**. [S. l.]: BSP Professional, 1990.

## **BASIC ANALYSIS OF THE AERODYNAMIC EFFECTS PRESENT IN THE ACCIDENT WITH H-1H FAB 8667**

**ABSTRACT:** Accidents with helicopters happen. Investigation and analysis of those accidents prevent the occurrence of new ones and help in the pilots' decision making process. This article proposes a basic analysis of the aerodynamic characteristics of stability and control that were present in the accident of the H-1H 8667, when the washplate pitch control rod broke, studying only, and in a separate manner, the behavior of the rotor disk and the horizontal stabilizer from the moment of the breakdown up to the collision with the ground. It is known that a series of other variables related to the aerodynamic effects interfered in this accident, even though they will not be studied in this article.

**KEYWORDS:** Aerodynamics. Control and Stability. Helicopter.