

Site de foguetes experimentais de Richard Nakka

Relatório de lançamento -- SkyDart Rocket Flight SD-1

- [Introdução](#)
- [Descrição do foguete](#)
- [Motor Foguete](#)
- [Relatório de lançamento](#)
- [Análise pós-vo](#)
- [Vídeo cliques](#)

Introdução

Esta página da web apresenta detalhes do SD-1, o primeiro voo do novo foguete *SkyDart*. O *SkyDart* é um foguete pequeno, simples de construir e barato, projetado para ser alimentado pelo recém-desenvolvido motor de foguete sólido *A-100M*. O objetivo principal do desenvolvimento do foguete *SkyDart* é o teste de voo de um **dispositivo experimental de ejeção de atraso (DED)**. Este é um dispositivo pirotécnico instalado em um anteparo *A-100M* modificado. O calor da combustão do motor inicia uma composição de retardo pirotécnico que permite que o foguete desacelere até o apogeu, ponto em que uma carga de ejeção integral dispara para abrir o pára-quadras.

Um objetivo secundário do *SkyDart* é testar em voo o motor *A-100M* que, até o momento, foi testado apenas para testes estáticos.

Detalhes do SkyDart

[Outside view...](#)
[Cutaway view...](#)
[Disassembled...](#)

- A fuselagem do foguete *SkyDart* foi feita de tubo de PVC de 2" (51 mm) usado para sistemas de aspiração central domésticos. Este tubo é barato, forte e muito leve, com uma espessura de parede de 0,070" (1,8 mm). A densidade linear é de 0,22 libras/pé. (325 g/m).
- O comprimento total do foguete era de 37,4" (950 mm), com a fuselagem traseira de 10,4" (264 mm), a fuselagem dianteira de 24,3" (617 mm) e o cone do nariz de 2,7" (69 mm). A fuselagem dianteira contém o pára-quadras e também possui um compartimento de 11,3" (287 mm) para carga útil. Para o primeiro voo, 600 gramas (1,32 lb.) de lastro de areia de sílica foram carregados para restringir a altitude máxima, destinada a 900 pés (275 metros).
- O cone do nariz foi girado em um torno de madeira de bétula sólida. A forma é parabólica embotada. Essa madeira foi escolhida por sua durabilidade aliada ao baixo peso.
- Três barbatanas foram usadas para estabilidade. Estes foram fabricados com folha de alumínio de 0,080" (2 mm) (liga 5052). O método de fixação é semelhante ao usado para o *Cirrus One* foguete. Duas abas integrais (sem ranhuras) foram incorporadas às aletas. As abas foram encaixadas através de fendas cortadas na fuselagem. Para retenção, um pedaço de fibra de vidro embebido em epóxi foi posicionado em cada lado da aba uma vez inserido na fuselagem. Para dar resistência lateral e rigidez às aletas, "quartos de volta" de tubos finos de alumínio foram cortados e colados na interface entre a fuselagem e a superfície da aleta. Verificou-se que o "adesivo para painéis" funciona muito bem nesta aplicação. Verificou-se que as aletas montadas estavam muito rigidamente presas. Este projeto de fixação é aerodinamicamente limpo, especialmente em comparação com a técnica de "clip angular" usada em muitos dos meus foguetes. O detalhe da montagem da aleta é visto na Figura 1.



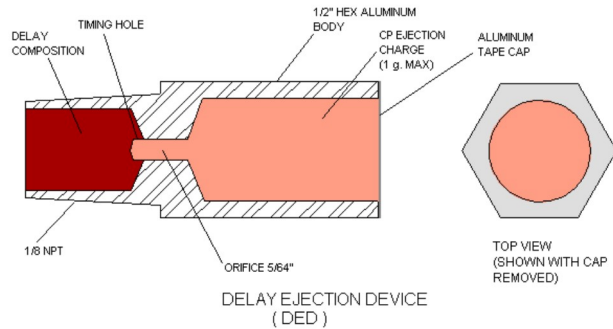
Visualização detalhada das aletas e método de fixação
[Clique para ampliar a imagem](#)

- Seis aberturas de ventilação (slots) foram cortadas na fuselagem traseira para permitir o fluxo de ar através do compartimento do motor. Como o motor usa um grão irrestrito independente, a carcaça de aço fica muito quente e pode danificar ou distorcer a fuselagem se não forem tomadas providências para o resfriamento. Também é esperado que o arrasto de base possa ser reduzido, pois o ar tenderia a ser puxado pelas aberturas, impedindo o desenvolvimento de um vácuo parcial (e, portanto, o arrasto de base).
- Dois cliques de trilho de cortina de náilon foram presos (ligados) ao foguete para fazer interface com o mesmo lançador de trilho EMT que foi usado em meus foguetes anteriores, como as séries *Zephyr* e *Frostfire*.
- Para a implantação do pára-quadras, um **Delay Ejection Device (DED)** experimental foi empregado. O conceito básico de operação é o mesmo usado para motores de foguete modelo comercial e muitos motores Hi-Power. O DED é uma unidade aparafusada que se encaixa no anteparo do motor. A combustão do propelente do motor inicia a combustão de uma composição de retardo. Isso permite que o foguete desacelere até o apogeu. A frente da chama do grão de retardo então inflama uma composição de ejeção de queima rápida, seja [Pó Carmesim](#) ou PA. Para o voo SD-1, foi usado 0,5 gramas de CP. A pressão resultante na seção selada da fuselagem aplica força sobre um pistão. A força é grande o suficiente para separar o foguete na junta de separação, liberando o pára-quadras. Para garantir que a separação ocorra com força suficiente para a implantação confiável do chute, a junta é envolvida com uma única camada de fita de papel alumínio, constituindo uma junta "quebrável". A composição do atraso é composta por:

Constituinte	Porcentagem
Nitrato de potássio	65%
Epóxi (Sistema Oeste)	30%
Óxido de Ferro Vermelho	5%

composição de atraso

A taxa de queima à pressão ambiente foi considerada muito consistente (mesmo entre lotes), sendo de 1,3 mm/s. O corpo do [DED](#) foi usinado a partir de um comprimento de liga de alumínio 6061-T6 hexadecimais de 1/2 ". o intervalo de temporização determina a duração do tempo de atraso. Para SD-1, o atraso foi definido para 8 segundos.



Vários testes de solo do DED foram realizados antes deste primeiro vôo.

1. Fios de composição de atraso foram feitos e a taxa de queima medida para determinar a consistência do atraso.
2. DED carregado com composição de atraso e CP foi testado para confirmar atraso e ignição da carga de ejeção.
3. O DED foi instalado em um motor *A-100M* carregado e disparado estático para confirmar a operação *in situ*.
4. O DED foi montado no foguete para testar o atraso, a ignição e a implantação do chute.

Todos os 4 testes de solo foram bem-sucedidos, abrindo caminho para o primeiro voo de teste.

- O peso pré-lançamento do foguete era de 3,682 libras (1,670 kg).

Motor Foguete

O motor usado para este vôo foi o motor de foguete sólido de 25 mm "G" classe *A-100M*. A formulação propelente para SD-1 foi KNDX. Um grão de KNSB também foi preparado em antecipação a um segundo voo, SD-2. A massa total do propelente era de 115 gramas (0,25 lb.) e consistia em um grão *cilindrico oco independente* (com tronco), sem restrições, com $K_n = 425$. Para garantir uma partida rápida, a superfície externa do grão foi pintada com *Combustion Primer*, consistindo de *Pó de Ignição (IP)* finamente moído (80/20 KN/Carvão) misturado com 70% de IPA. *O ignitor era um Straw Igniter* padrão carregado com 1 grama de IP.

Relatório de lançamento

Domingo, 31 de outubro de 2004

O mau tempo resultou no adiamento do lançamento por algumas semanas. Neste dia, o tempo finalmente estava adequado. O céu estava nublado, com um teto de 3.000 pés (900 m). A temperatura era de 10 °C (50 °F). Os ventos eram fortes, sendo de 25 km/h. fora do oeste.

A plataforma de lançamento do tripé foi configurada primeiro. O trilho foi ajustado para cerca de 10° da vertical, alinhado com o vento, a fim de reduzir o efeito do cata-vento esperado do foguete. A configuração do foguete em si foi essencialmente concluída assim que ele foi deslizado para a posição no trilho de lançamento. Nenhuma lista de verificação necessária! Apenas o ignitor precisava ser inserido no motor. O procedimento de configuração final consistia em projetar o sistema de ignição do motor e garantir que ele estivesse funcionando corretamente. A câmera de vídeo montada no tripé foi montada a cerca de 30 metros contra o vento para capturar a decolagem de um ângulo reto em relação à segunda câmera de vídeo (digital) que eu estava usando para tentar capturar o vôo. Finalmente, depois de tirar algumas fotos pré-voo, o ignitor foi conectado à caixa de ignição. Feito isso, os observadores seguiram para locais de observação seguros. O sistema de ignição foi então armado.



Autor e o foguete *SkyDart* pouco antes do voo.

Depois que os sinais de "tudo pronto e tudo limpo" foram anunciados, a contagem regressiva começou... 5-4-3-2-1-Ignição!

Quase imediatamente, uma nuvem de fumaça foi testemunhada na base do foguete, sinalizando ignição bem-sucedida, então, uma fração de segundo depois, o *SkyDart* acelerou para fora da plataforma extremamente rápido. A taxa de aceleração desse foguete menor e mais leve era muito maior do que eu estava acostumado e não era possível acompanhar o vôo com a câmera de vídeo. Pelo som, no entanto, pude perceber que o tempo de queima parecia mais curto e mais poderoso do que os disparos estáticos do motor *A-100M*.



O motor *A-100M* ganha vida (esquerda)....depois decola e voa para o céu! (meio)
Vista da decolagem de outro ângulo (direita)

O foguete voou de maneira muito reta e estável em direção ao apogeu, estimado por Rob em cerca de 1100 pés, e curiosamente não desviou em nada contra o vento. De fato, o apogeu ocorreu a alguma distância na direção do vento. Não houve vestígios de fumaça (da carga de atraso) vistos durante a subida. A cor laranja fluorescente brilhante do foguete foi muito benéfica para manter o contato visual. *SkyDart* então foi visto "virar" e começar a descer. O foguete continuou a acelerar em direção à terra sem nenhuma indicação de abertura do chute ou disparo de carga de ejeção. O impacto ocorreu a cerca de 400 pés (120 m) diretamente na direção do vento.

O foguete foi encontrado separado em duas partes, tendo se desfeito na junta pela força do impacto. A seção superior foi enterrada cerca de 8" (20 cm.) no solo duro e rico em argila. O

cone do nariz não pôde ser removido prontamente e foi deixado no solo.



Foguete SkyDart recuperado

Análise pós-voo

Quando o foguete foi inspecionado imediatamente após o voo, verificou-se que a carga de ejeção não havia disparado, pois a tampa de alumínio do DED ainda estava intacta. Os danos ao foguete foram surpreendentemente leves. O lastro de areia provavelmente absorveu grande parte da energia do impacto. Claro, as seções da fuselagem foram danificadas além do reparo, mas todos os outros componentes não foram danificados ou estavam em um estado reparável. O pára-quedas, o pistão, as amarras e o motor não sofreram danos. Duas aletas tinham abas dobradas, mas estavam em bom estado e ainda estavam presas à fuselagem. A terceira barbatana ainda estava presa ao foguete e não foi danificada. Isso certamente atesta a força do método de fixação da barbatana!

Da inspeção das imagens de vídeo e trilha sonora, os seguintes tempos foram extraídos:

- Decolagem para queima - **0,3 seg.**
- Decolagem para apogeu "chamada" - **9 seg. (Aproximadamente.)**
- Decolagem para impacto-- **17,5 seg. (aprox.)** .

Simulação de voo baseada em dados de teste estático do *A-100M* O motor indicou que o foguete atingiria uma altitude máxima de aproximadamente 850 pés (260 m.) Aos 7,5 segundos de voo. Com base no tempo medido até o pico, bem como no tempo total de voo mais longo do que o previsto, uma simulação revisada sugeriu uma altitude máxima de 1100 pés (335 m). Para conseguir isso, o motor teria que produzir um impulso maior para um tempo de queima mais curto (mesmo impulso total). Isso é consistente com o comportamento observado. Foi notado que durante a inspeção pós-moldagem do grão propulsor, a densidade era significativamente menor do que o normal. Consistentemente, densidades de grãos de 97-98% foram alcançadas, mas para este grão, a densidade foi de 95%. Um exame mais detalhado revelou uma falha oculta significativa (bolha). Um reparo foi tentado preenchendo o vazio com propelente derretido. Pensou-se que o reparo foi bem-sucedido, mas talvez não tenha sido esse o caso, resultando em área queimada aumentada. Isso resultaria em maior pressão na câmara (e, portanto, empuxo) e menor tempo de queima, como era aparente.

Quanto ao motivo pelo qual o pára-quedas não abriu, a desmontagem pós-voo do motor revelou que a carga de atraso não havia acionado. A superfície da carga foi levemente queimada. O tempo de queima muito curto do motor sem dúvida contribuiu para essa falha, pois o tempo de exposição foi aparentemente muito curto para aquecer a superfície do grão de retardo até a temperatura de ignição. Havia dois outros fatores contribuintes. O DED foi embutido no anteparo e a formulação de retardo tem uma temperatura de ignição razoavelmente alta. Para resolver o problema, cinco ideias estão sendo consideradas:

1. Modifique a instalação do DED para expor a superfície do grão de atraso de forma mais eficaz ao aquecimento convectivo que ocorre dentro da câmara de combustão.
2. Cubra a superfície do grão retardado com um **primer** que seja facilmente inflamável e que queime a uma temperatura suficientemente alta para garantir a ignição.
3. **Texturize** a superfície do grão de atraso para expor mais área de superfície ao aquecimento combinado com menos inércia térmica.
4. Use um **iniciador térmico** embutido na superfície do grão de retardo. Este seria um material termicamente condutor de baixa massa que absorveria instantaneamente o calor da combustão e transferiria calor suficiente para o grão de retardo para iniciar a combustão. Um exemplo seria uma pequena bola de lã de aço, fios finos de cobre ou grampos.
5. Use uma **composição de retardo alternativa** que inflama mais facilmente. Um exemplo seria uma formulação de dextrose e nitrato de potássio. Uma composição conhecida por inflamar prontamente e queimar de maneira bastante lenta e estável é 56/44 KN/dextrose, usada no passado como carga de fumaça. A taxa de queima foi medida em 1,5 a 1,7 mm/segundo.

A primeira ideia será definitivamente incorporada para o voo SD-2. A segunda ideia exigirá o desenvolvimento de um primer adequado e provavelmente será adiada por enquanto. Tanto a 3ª quanto a 4ª ideias serão experimentadas no próximo tempo para determinar se realmente podem ser benéficas. A 5ª ideia definitivamente será considerada, mas em uma data posterior.

Vídeo cliques



Disparo estático A-100M com DED (2,3 Mb)



Decolagem do Voo SD-1 (1,2 Mb)



Última atualização em 11 de novembro de 2004

[Voltar à página inicial](#)