

# ESTUDO DE UMA BOMBA ELÉTRICA DE ALTO DESEMPENHO PARA PROPELENTES, TRABALHANDO EM REGIME DE IMERSÃO CRIOGÊNICA

O. B. Loureda<sup>3</sup>; A. N de Lima<sup>1</sup>; W. Vieira<sup>2</sup>

1-Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Pça Eduardo Gomes, 50 SJC 12228-615 Brasil

2-Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos, 12247-014, Brasil

3-Acrux Aerospace Technologies, Pça Eduardo Gomes, 50 SJC 12228-615 Brasil

**RESUMO:** O trabalho em questão trata do dimensionamento e concepção inicial de uma bomba centrífuga de alta eficiência, acionada por um motor elétrico sem escovas, um *Electronic Speed Control* - ESC e um *pack* de baterias, formando assim um conjunto compacto e leve. Neste estudo, além da proposta inicial de uma configuração de voo desse dispositivo, se considerou o incremento de eficiência pela imersão do conjunto dentro do tanque de oxigênio líquido.

**ABSTRACT:** The work in question comes from the initial conception and design of a high efficiency centrifugal pump, driven by an electric motor brushless, an Electronic Speed Control - ESC and a batteries pack, thus forming a compact and lightweight package. In this study, apart from the initial proposal of a flight hardware of this device, it was considered the increase in efficiency by immersing the assembly into a hypothetical liquid oxygen tank.

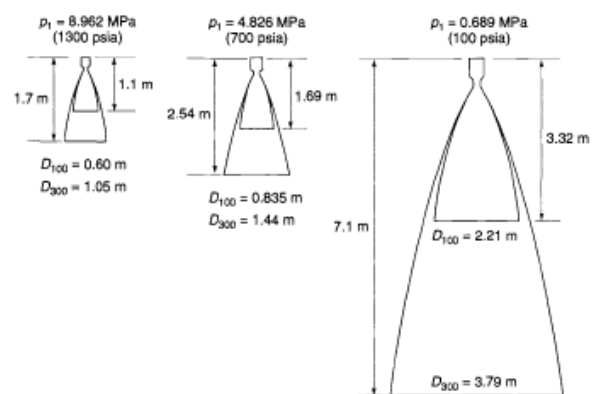
**KEYWORDS:** Turbopump, Liquid Rocket Engines, Propellants.

## 1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho possui aplicações aeroespaciais diversas, no entanto, de forma mais específica para Foguetes de Sondagem e Veículos Lançadores de Satélites - VLS, onde o mesmo pode ser empregado como dispositivo de bombeamento de propelentes para sistemas de alimentação de Motores-Foguete a Propelente Líquido.

Tipicamente, propulsores dessas dimensões são encontrados em últimos estágios de foguetes de sondagem e veículos lançadores, onde a eficiência estrutural do último estágio é crucial, muitas vezes representando uma relação de 1:1 entre a massa da carga útil e a massa estrutural do estágio injetor.

O emprego de máquinas de fluxo para o incremento de pressão dentro de câmaras de motores é um grande dilema no projeto de propulsores líquidos, pois o seu emprego aumenta o desempenho e eficiência do motor como um todo. Na figura 1 é possível entender o efeito da presença de uma turbobomba em um propulsor, quando se compara o tamanho equivalente da câmara com diferentes pressões [1].



**Figura 1.-** Relação de pressão e eficiência do propulsor

No entanto, gera um grande aumento no custo global do propulsor, já que turbobombas são responsáveis por até 50% do custo do propulsor.

Também deve-se levar em consideração a redução de confiabilidade que uma Turbomáquina gera no projeto de um propulsor, no entanto, como é apresentado por LOUREDA [2], na Figura 2 é mostrada a relação entre a pressão e a eficiência do propulsor em termos de Impulso Específico.

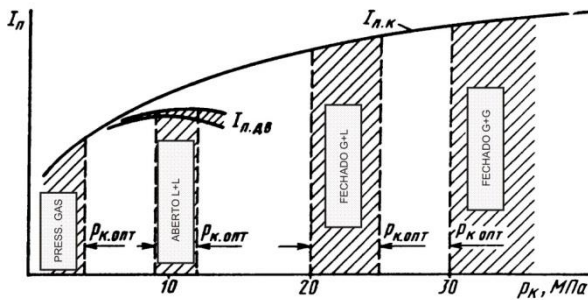


Figura 2.- Relação de pressão e eficiência do propulsor

## 2. OBJETIVOS

O trabalho aqui apresentado objetivou elencar vantagens e levantar uma estimativa mais teórica do desempenho de uma turbomáquina que poderia ter menor custo e maior confiabilidade de forma geral, ao mesmo tempo que necessita de um investimento menor no seu desenvolvimento.

A filosofia de projeto aqui empregada foi baseada essencialmente na *Responsive Space* e na *Design for Manufacturing*, das quais é possível viabilizar o desenvolvimento de um sistema como o proposto aqui com investimentos relativamente menores

## 3. MATERIAIS E MÉTODOS

O projeto selecionado para dar base nas comparações foi um Propulsor russo, denominado RD-0109 desenvolvido pela União Soviética na década de 1960 com a missão de impulsionar estágios superiores de veículos lançadores, tanto com tripulação ou equipamentos.

Para a mesma tarefa foi selecionado o motor em desenvolvimento pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, como motor de apogeu de veículos lançadores e foguetes de sondagem, se tratando do propulsor L5.

### 3.1. RD-0109

O estágio injetor Vostok 8K72K-2 dotado do propulsor RD-0109 foi utilizado inicialmente no veículo lançador Vostok, que colocou em órbita o primeiro ser humano. Tal estágio foi utilizado durante muitos anos, e sofreu poucas alterações. O mesmo é um bom exemplo de um estágio superior dotado de unidade turbobomba. A seguir é apresentada a figura 3, obtida em GARUNA [3] com uma vista em corte desse estágio, onde é

possível observar o propulsor no meio do tanque toroidal de querosene [4].

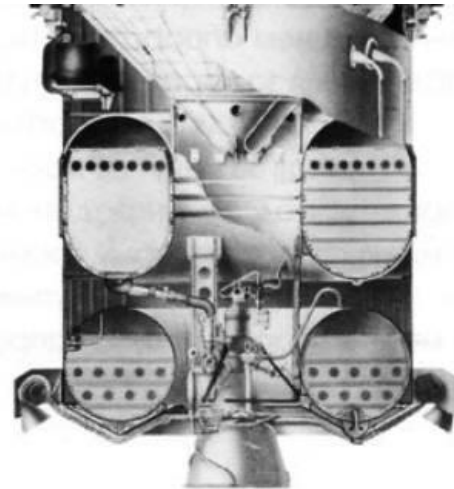


Figura 3.- Estágio Vostok 8K72K-2

Baseado nesse estágio foram calculadas as massas do mesmo em outras duas configurações distintas, uma primeira baseada em pressurização por gás, e uma segunda supondo uma bomba elétrica, como apresentado na tabela 1, e em seguida na figura 4 é mostrado o motor elétrico que seria usado para esta bomba centrífuga [5].

Tabela 1. Características VOSTOK

Massas (kg)	Press. Gás	Press. Turb	Bomb. Elet.
Tanq. Prop.	2100	1300	1300
Fonte Press.	Tanq. He	Turb/GerGas	Motor/ESC
Mass. Acess.	80	30	70
Isp (s)	280	326	326
Mass. Variável	25	253	103
Variável Temp.	Hélio	QA/v/LOx	Baterias
T. de Queima (s)	350	350	350

Baseado na tabela 1 foi feito um gráfico com os mesmos dados, apresentando a tendência de massa em função do tempo de funcionamento do estágio propulsor, mostrado na figura 5.

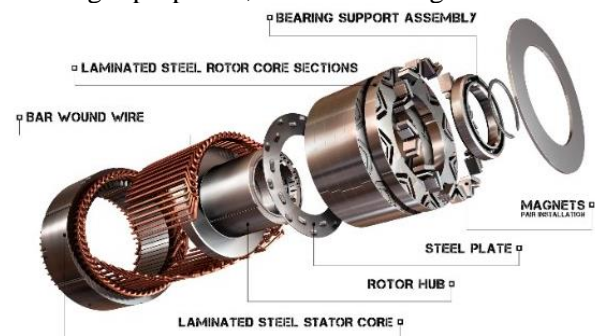
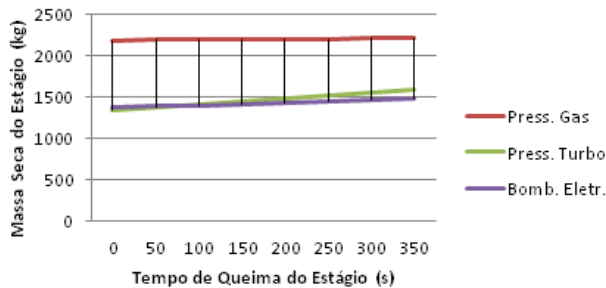


Figura 4.- Motor Elétrico de 90kW desenvolvido pela General Motors



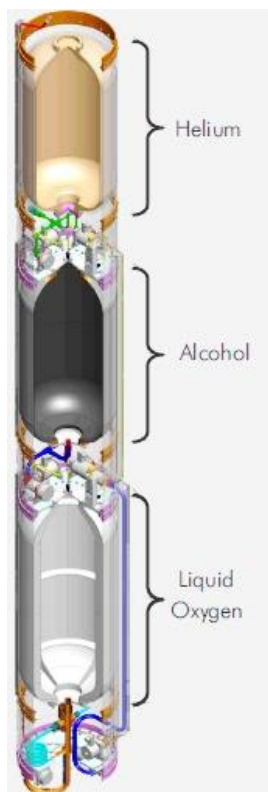
### Vostok Block E / RD-0109



**Figura 5.-** Tendência do aumento da massa do estágio em função do tempo de queima

### 3.2. SAMF/L5

O estágio propulsivo baseado no Sistema de Alimentação de Motor Foguete – SAMF e o Motor de Foguete a Propelente Líquido – MFPL L5 foram desenvolvidos pelo IAE com a missão principal de estudar o comportamento de um estágio a propulsão líquida em voo ativo, gerando tecnologias para o desenvolvimento de estágios superiores de Veículos Lançadores de Satélites e mesmo Veículos de Sondagem, como o VS-15. Segue esquema do SAMF na figura 6.



**Figura 6.-** Diagrama do SAMF  
(Fonte: orbital engenharia)

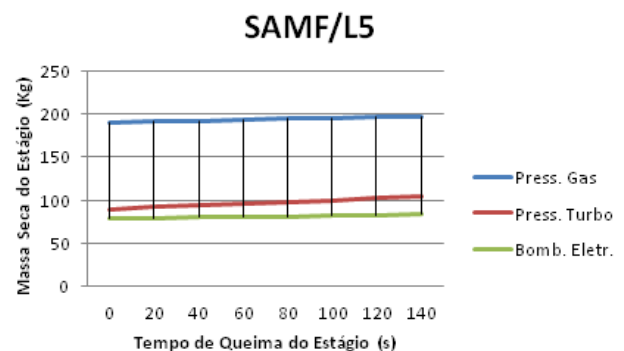
O mesmo possui tanques de alumínio e fibra de carbono para o par álcool e oxigênio líquido, e um reservatório para hélio pressurizado, que tem a função de pressurizar os outros dois reservatórios, tipicamente na configuração de pressurização por gás.

Baseado nesse estágio foram calculadas as massas do mesmo em outras duas configurações distintas, uma primeira baseada em pressurização por turbobomba, e uma segunda supondo uma bomba elétrica, como apresentado na tabela 2 a seguir;

**Tabela 2.** Características SAMF/L5

Massas (kg)	Press. Gás	Press. Turb	Bomb. Elet.
Tanq. Prop.	150	70	70
Fonte Press.	Tanq. He	Turb/GerGas	Motor/ESC
Mass. Acess.	40	20	9
Isp (s)	270	310	310
Mass. Variável	5	10	3
Variável Temp.	Hélio	Alcool/LOx	Baterias
T. de Queima (s)	100	100	100

Baseado na tabela 2 foi feito um gráfico com os mesmos dados, apresentando a tendência de massa em função do tempo de funcionamento do estágio propulsor, mostrado na figura 7 a seguir.



**Figura 7.-** Tendência do aumento da massa do estágio em função do tempo de queima

Também é apresentado na figura 8 abaixo, um motor sem escovas de alto desempenho, desenvolvido para aplicações em aeromodelos de competição, onde o mesmo tem grande disponibilidade no mercado internacional e possui custo de US\$ 400,00 com uma massa da ordem de 2,5 kg por unidade.



Figura 8.- Motor sem escovas COTS de 7kW

## 4. DISCUSSÃO

O trabalho em questão foi direcionado para apresentar as principais vantagens de um sistema de alimentação de propelentes baseado no clássico sistema de turbomáquinas, mas no entanto acrescentando as novidades tecnológicas advindas do campo de máquinas elétricas e armazenadores de energia de alta densidade.

A principal escolha pela máquina motriz da turbobomba ser uma turbina a gás, esta na densidade energética presente nos propelentes usados no propulsor, assim, utilizar parte dessa energia é lógico e natural.

Entretanto, o emprego de uma turbobomba em um propulsor líquido o torna mais complexo e mais caro, e historicamente, é conhecido que a adição de turbomáquinas aumenta o índice de falhas do propulsor [6].

O emprego de sistemas pressurizados por gás também é uma opção bastante considerado em projeto de propulsores [2], no entanto, o mesmo ocasiona uma perda considerável na eficiência do sistema, pelo emprego de pesados reservatórios de gás pressurizante, válvulas reguladoras e mesmo um aumento da parede dos tanques de propelente.

Assim, o emprego de uma máquina elétrica como um motor elétrico de alto desempenho sem escovas, juntamente com um banco de baterias e reguladores permite um aumento de eficiência em relação ao tradicional sistema de pressurização por gás, no entanto, também não atinge sempre um melhor desempenho do que sistemas de turbomáquinas, devido ao efeito da densidade energética dos propelentes já discutido anteriormente. De acordo com os cálculos realizados durante o capítulo anterior fica muito claro que as curvas de massa do sistema são

bastante específicas, e apresentam uma melhor escolha dependendo da massa e do porte do estágio. As condições de contorno fixadas foram baseadas nas massas dos estágios para voos de 350 segundos (VOSTOK/RD-0109) e 120 segundos (SAMF/L5), dessa forma, naturalmente o estágio esta menos eficiente do que esta em seu ponto ideal de projeto, já que aqui foram consideradas extrapolações que permitissem comparar um sistema hipotético alternativo.

O motor elétrico e o *pack* de baterias são essenciais no ganho de eficiência do sistema como um todo, nesse estudo, se considerou o uso de um motor em início de fabricação pela General Motors para emprego em carros elétricos, no caso um motor de 90kW com 10kg de massa, e um motor já disponível no mercado a 4 anos, com 7kW e massa de 2,5 kg direcionado para o mercado de aeromodelismo.

O *pack* de baterias considerado foi baseado nas tecnologias atuais de LiPo, onde o limite tecnológico disponível no mercado atualmente esta na faixa de 200wh/kg, no entanto, dentro de alguns anos estará disponível no mercado novas tecnologias de baterias, chegando na faixa de 350wh/kg com as novas baterias de LiS.

Outro ponto fundamental, esta na operação desses motores de alto desempenho, imersos no tanque de oxigênio líquido, permitindo assim um aumento considerável na eficiência dos mesmos, eliminando também problemas com refrigeração e superaquecimento.

## 5. CONCLUSÃO

Após as análises realizadas foi possível concluir que como é conhecido na literatura aeroespacial, sistemas lançadores usando turbobombas convencionais são de fato consideravelmente mais eficientes que os sistemas baseados em pressurização por gás. No momento em que se coloca em questão o custo dos sistemas e mesmo a confiabilidade, tal vantagem se torna menos aparente em certos cenários. No entanto, a bomba elétrica apresentou desempenho muito similar ao dos sistemas dotados de turbobombas, com enorme vantagem em termos de confiabilidade, relativa baixa complexidade e principalmente custo de fabricação e desenvolvimento muitas vezes menor. Assim acredita-se que maiores e mais aprofundados estudos sobre essa alternativa, principalmente em



termos de eficiências de motores elétricos e bancos de baterias poderia sim trazer uma alternativa tecnicamente e economicamente viável ao emprego de unidades turbobomba e sistemas de pressurização por gás.

## 6. REFERÊNCIAS

[2] LOUERDA, O.B. *Selection of Materials and Manufacturing Process to Turbines of Turbopumps of Liquid Rocket Engines*. 2009. 107pg. Master Degree Dissertation – Technological Institute of Aeronautics - ITA, São José dos Campos/SP – Brazil.

[3] GARUNA, G. G. *Constructia i Proectirovanie Jidcostnii Raketii Dvigateli*, Moscow, Maginostroenie, 1989, 424p. IN RUSSIAN.

[1] HUZEL, D. K; Huang. D. H. *Design of Liquid Propellant Rocket Engine*, Washington, NASA SP-125, 1967, 460p.

[4] OVCIANNICOV, B. V; BOROVISKII, B. I. *Teoria i Rastiet Agregatov Pitania Jidcostnii Raketii Dvigateli*, Moscow, Maginostroenie, 1986, 376p. IN RUSSIAN.

[6] SUTTON, G. P. *Rocket Propulsion Elements*, 7 ed. New York, Wiley-Interscience, 2001, 751p.

[5] KESSAEV, K. *Design of Liquid Rocket Engines*, In: Fundamental Course in Engine Design, São José dos Campos: CTA/IAE, 2009, 200p.