



# e-Boletim de Física

International Centre for Physics  
Instituto de Física, Universidade de Brasília  
Ano XX, 2023 • <http://periodicos.unb.br/index.php/e-bfis> • eBFIS X XXXX-1(XXXX)

## Estudo sobre sistemas propulsivos nucleares

Rodrigo Evangelista Aguiar de Souza\*  
*Dept. de Engenharia, Universidade de Brasília*

Este trabalho fornece um estudo preliminar sobre a utilização da propulsão nuclear. São apresentados os aspectos fundamentais que englobam o entendimento da energia nuclear, e, posteriormente, são introduzidas as principais teorias que permeiam o estudo de sistemas propulsivos nucleares. Isso permite o entendimento sobre as principais equações que governam as famílias de sistemas de propulsão nucleares (NTP - do inglês *Nuclear Thermal Propulsion*). Para cada família, são abordados os principais conceitos físicos, bem como as equações básicas para seu entendimento.

Keywords: propulsão, nuclear, radiação, fissão, fusão

### I. INTRODUÇÃO

A compreensão acerca da energia nuclear e sua respectiva modelagem teórica é proveniente de um acúmulo de grandes contribuições científicas. Em especial, destacam-se os trabalhos desenvolvidos nos últimos três séculos, onde a descoberta da radiação e dos elementos radioativos além dos grandes avanços nas teorias matemáticas proporcionaram diversas formulações para modelagem da energia nuclear, bem como diversas aplicações bélicas e cotidianas. Nesse contexto, um campo de grande destaque na aplicação da energia nuclear é o de propulsão de embarcações navais e aeroespaciais, onde, nessa aplicação, a energia fornecida pelos processos nucleares oferece um excelente custo benefício de operação devido proporcionar o manuseio de veículos por longos períodos de tempo sem que haja a necessidade de abastecimento. Como exemplos, citam-se submarinos e porta-aviões utilizados no transporte de tecnologias bélicas, além de geradores termoelétricos que utilizam plutônio 238 para gerar energia elétrica em espaçonaves que realizam viagens interplanetárias. Vale ressaltar que embora sistemas propulsivos sejam menos onerosos em relação aos custos operacionais e abastecimento, é imprescindível ponderar sobre o resíduo nuclear originado nos processos nucleares, dado que resíduos com longos períodos de meia vida podem, em algum momento, reagir com demais elementos e provocar reações catastróficas e letais a natureza. Em contrapartida, resíduos nucleares com curtos períodos de meia vida emitem radiação com valores extremamente altos, sendo mais letais em um curto período de tempo[1].

Dados todos os aspectos operacionais e legais que envolvem a implementação de sistemas propulsivos a base de energia nuclear, este artigo propõe uma discussão

detalhada acerca de toda teoria que engloba a implementação da propulsão nuclear segura para fins de transporte, além de apresentar algumas equações primordiais que compõem diversas modelagens dos principais sistemas propulsivos que utilizam esse tipo de energia. Destaca-se que a propulsão nuclear possui diversas subvariantes, e que nesse contexto, existem diversas classificações de sistemas propulsivos nucleares que utilizam energia térmica, onde estes serão dissertados ao longo deste trabalho.

### II. REATORES ESPACIAIS

Anterior ao desenvolvimento do programa espacial, já ocorriam estudos para desenvolvimento de reatores para aeronaves. Nesse contexto, destaca-se o programa NEPA (Nuclear Energy for the Propulsion Aircraft) desenvolvido em 1946 nos Estados Unidos. O foco do programa era a entrega de armas nucleares a base de bombardeios supersônicos que não exigissem reabastecimento. Entretanto, a questão da segurança da tripulação foi apenas um dos vários problemas técnicos e administrativos enfrentados ao longo do projeto[1], o que fez o programa ser transferido para o comando da General Electric (GE) posteriormente, mas não impediu seu encerramento devido a nunca ter atingido seu objetivo.

A guerra fria proporcionou um grande embate científico ao longo de toda sua intercorrência, o que ocasionou um grande impulso no financiamento de programas espaciais voltados para viagens interplanetárias e colonizações de planetas. Diversas tecnologias propulsivas foram desenvolvidas, sendo a propulsão iônica e a reação de fissão as principais tecnologias desenvolvidas. Nesse contexto, os reatores a base de fissão foi campo de extenso estudo, possibilitando a construção do SNAP-10A. Este é um reator de fissão com sistemas de conversão

\* [rodrigoevangelistaunb@gmail.com](mailto:rodrigoevangelistaunb@gmail.com)

termoelétrico, e foi o primeiro e único reator dos Estados Unidos a voar no espaço. Mais detalhes acerca do funcionamento destes reatores podem ser encontrado em obras clássicas, como [1] e [2].

No programa espacial, o sistema propulsivo mais atrativo foi o sistema com núcleo sólido. Nesse sistema, um reator de Urâno enriquecido com moderador de grafite converte o Hidrogênio líquido em sólido através das colisões. Por sua vez, o combustível sólido originado é esgotado na combustão, e expelido pelos bocais do foguete. A figura 1 [3] ilustra o esquemático de funcionamento de um sistema propulsivo sólido.

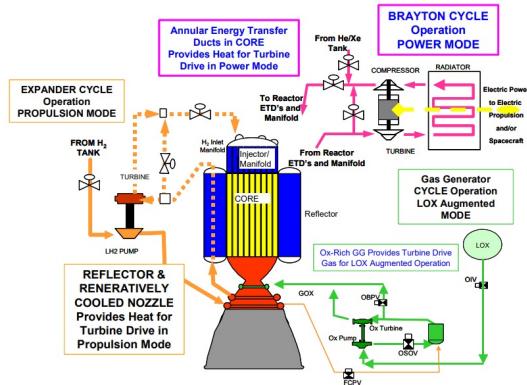


Figura 1. Esquemático de funcionamento de um sistema propulsivo sólido

O esquemático apresentado possui baixa complexidade, razão pela qual os sistemas de propulsão a base de energia nuclear são bastante vantajosos em relação aos demais. A equação que relaciona o balanço de massa com a relação de velocidades de uma aeronave é mostrada abaixo em (1). Na equação apresentada,  $v$  é a velocidade da aeronave,  $v_f$  é a velocidade de escape do combustível e as massas do foguete cheio e vazio são  $m_0$  e  $m$ , respectivamente.

$$\frac{v}{v_f} = \ln\left(\frac{m_0}{m}\right) \quad (1)$$

Pelas teorias de combustão e reatores nucleares, os produtos da combustão são moléculas relativamente pesadas, enquanto que no reator, as moléculas de Hidrogênio são muito mais leves. Isso resulta em uma menor quantidade de combustível necessária para percorrer distâncias que motores a combustão tradicionais necessitariam.

Para realizar uma viagem interplanetária, a espaçonave deve realizar trabalho para vencer a força gravitacional da Terra. Esse equacionamento é baseado no princípio da conservação de energia e na Lei da Gravitação Universal, o que resulta na equação de velocidade de escape mostrada abaixo em (2), onde:

- $R = 6371\text{km}$  (raio da Terra)

- $G = 6.674184 \times 10^{-11} \text{Nm}^2/\text{kg}^2$  (constante da gravitação universal)
- $M$  é a massa da Terra

$$v_e = \sqrt{\frac{2GM}{R}} \quad (2)$$

A equação apresentada pode ser utilizada para cálculo da velocidade de escape de uma aeronave em qualquer planeta, desde que a massa do planeta e seu raio sejam conhecidos.

### III. PROPULSÃO TÉRMICA

O estudo sobre propulsão térmica aborda uma família de motores que seguem o princípio newtoniano da conservação de momento. Visto que na grande maioria dos casos esses motores possuem a massa variando no tempo, a literatura também os denota como foguetes. De acordo com [4], o bocal emite o propelente com um impulso específico causador de uma determinada velocidade do foguete, que por sua vez é movimentado na direção oposta ao fluxo de saída do bocal. O termo 'térmico' oriunda do fato destes motores utilizarem energia proveniente de fontes térmicas, que por sua vez são originadas em processos nucleares que emitem radiação. De acordo com [5, 6], os quatro grandes processos nucleares são o (I) decaimento radioativo, (II) fissão nuclear, (III) fusão nuclear e (IV) aniquilação de matéria e antimateria. Serão abordadas discussões sobre alguns dos principais processos de NTP, onde na figura 2[7] é mostrada a classificação desses processos.

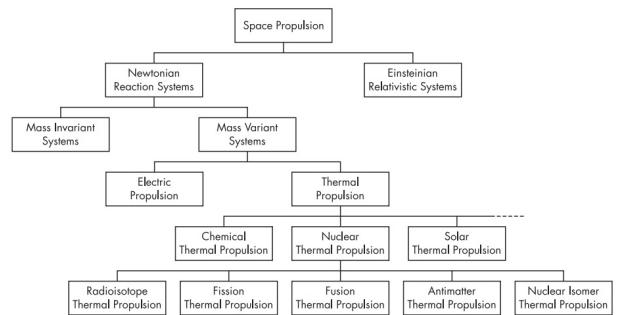


Figura 2. Classificações NTP

Em suma, os sistemas NTP são semelhantes aos sistemas propulsivos térmicos normais, com alguns adentros. O primeiro deles é a necessidade de um escudo de radiação para garantir a segurança da tripulação. Destaca-se aqui a necessidade da discussão no que tange a segurança de sistemas propulsivos à base de radiação, visto que o lixo radioativo e a probabilidade de uma explosão letal são altas em sistemas inseguros para operação humana. Nesse sentido, destaca-se o trabalho de Lenard

[8], que destaca diversos aspectos do ponto de vista de implementação de sistemas propulsivos nucleares, dentre eles, a descoberta e recomendações para operação de tais sistemas, possíveis cenários de risco para reatores nucleares e as limitações dos sistemas de propulsão nuclear modernos.

### A. Equacionamento básico da NTP

A justificativa para utilização da propulsão nuclear pode ser derivada do próprio conjunto de equações da propulsão. Nesse contexto, um importante parâmetro a ser considerado é o incremento de velocidade  $\Delta v$ . De acordo com [4], esse incremento é característico de uma determinada manobra de transferência executada por uma aeronave. O incremento de velocidade pode ser determinado pela equação de Tsiolkovsky, equação (3), onde  $c_e$  é a velocidade de escape,  $m_0$  é a massa inicial do foguete e  $m_p$  é a massa do propelente utilizada durante a manobra.

$$\Delta v = c_e \ln \left( \frac{m_0}{m_0 - m_p} \right) \quad (3)$$

Um alto valor de  $c_e$  aumenta a razão da massa final para a inicial, reduzindo  $m_p$  para um dado  $\Delta v$ . Ressalta-se ainda que a equação (3) segue a hipótese de que nenhuma força externa é aplicada durante a queima do combustível.

Tem-se que definindo o fluxo de massa pela equação (4)

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = \frac{dm_p}{dt_p} \quad (4)$$

onde  $t_p$  é o tempo de queima do combustível, pode-se escrever a equação do empuxo  $F$  fornecido pelo sistema de propulsão, conforme mostrado em (5).

$$F = \dot{m} c_e \quad (5)$$

Tem-se, ainda, que para uma massa específica  $m_c$ , pode-se escrever o equacionamento da sua aceleração conforme (6).

$$a = \frac{\dot{m} c_e}{m_c} \quad (6)$$

Destaca-se que de tamanha importância, diversos trabalhos têm sido conduzidos a fim de aprimorar o desempenho de sistemas NTP. Os autores Gabrielli et al [9] realizaram uma análise comparativa de modelos de propulsão térmica modelados com diferentes teorias, ressaltando as vantagens e desvantagens em relação aos demais. Por sua vez, Kharytonov e Kiforenko[10] conduziram estudos para a otimização de um sistema bimodal de propulsão térmica baseado na regulação da potência térmica

do reator e do fluxo de massa do propelente. Os autores Ji et al[11] estudaram a otimização da performance de um reator de propulsão térmica nuclear, utilizando, para isso, um algoritmo genético de ordenação, enquanto que Fang et al[12] buscaram estudar a dissociação do Hidrogênio em reatores térmicos nucleares com o intuito de melhorar a performance do reator.

## IV. PROPULSÃO TÉRMICA POR ISÓTOPOS RADIOATIVOS

Os sistemas de propulsão térmica aquecidos por isótopos radioativos (RHTP - do inglês *Radio Heated Thermal Propulsion*) utilizam o calor do decaimento de isótopos para aquecer o propelente sólido conforme o esquema da figura 1. O processo de decaimento radioativo é definido como a perda de energia de um átomo através da emissão de radiação, que por sua vez pode ser classificada em quatro tipos principais, sendo eles a emissão de radiação alfa, radiação beta, radiação gama e a radiação por nêutrons[6].

Em muitos casos, o primeiro decaimento radioativo não forma um isótopo estável, fazendo-se necessário a ocorrência de reações em cadeia para estabilizar a substância. A quantidade de átomos radioativos em função do tempo,  $N(t)$ , é modelada pela lei de decaimento radioativo, conforme a equação (7) abaixo.

$$N(t) = N_0 e^{-\lambda t} \quad \lambda = \frac{\ln(2)}{\tau_h} \quad (7)$$

Na equação,  $\lambda$  é a constante de decaimento que depende do material radioativo em questão, e  $N_0$  é a quantidade inicial de átomos radioativos presentes no instante inicial. O termo  $\tau_h$  representa o período de meia vida de um isótopo radioativo, onde seus valores são tabelados, a depender do isótopo utilizado. A atividade de um isótopo é definida como a taxa de decaimento por segundo, e pode ser modelada conforme a equação (8).

$$A(t) = -\frac{dN(t)}{dt} = \lambda N(t) \quad (8)$$

Quando se aborda a propulsão voltada para missões espaciais, uma das grandezas mais importantes é o empuxo gerado pelo sistema propulsivo, que é a força aerodinâmica produzida responsável por causar movimento da aeronave. A equação do empuxo em função do tempo é definida abaixo em (9), onde  $F_o$  é o empuxo inicial para tirar a aeronave do repouso.

$$F(t) = F_o e^{\lambda t} \quad (9)$$

Tem-se, ainda, que considerando a velocidade de exaustão  $c_e$  invariante no tempo, a aceleração do conjunto pode ser calculada conforme equação (10)[7].

$$a = \frac{F(t)}{m(t)} = \frac{F_o e^{-\lambda t}}{m_o - m_p(t)} = \frac{F_o e^{-\lambda t}}{m_o - \frac{F_o}{c_e \lambda} (1 - e^{-\lambda t})} \quad (10)$$

Ressalta-se aqui que uma série de ponderações são desertadas para selecionar um isótopo a ser utilizado em um sistema propulsivo, e que estas ponderações são abordadas a depender do tipo de missão a ser executada, orçamento do projeto e segurança da tripulação.

## V. PROPULSÃO TÉRMICA POR FISSÃO NUCLEAR

Esse tipo de propulsão fornece energia por meio de um núcleo crítico do reator, onde este núcleo pode ser sólido, líquido ou gasoso[13, 14].

A fissão nuclear é um processo que é geralmente induzido[1]. Esse processo é realizado ao se desestabilizar um átomo através da colisão com um nêutron, fazendo com que o átomo passe para um estado de energia meta-estável. Por conta disso, as oscilações provocadas pelo excesso de energia provocam o processo de fissão. Isótopos comumente utilizados nesses processos são o Urânio 235 e o Tório 239, além de discussões sobre a utilização do Tório 232[6].

O processo de fissão pode ocasionar o surgimento de novos nêutrons, que por sua vez podem ocasionar fissões em átomos próximos, dando início a um processo de reação de fissão em cadeia. O desenvolvimento de fissões em cadeia pode ser determinado pelo número de criticidade  $k$ , que relaciona o número de nêutrons de duas gerações consecutivas. A equação é dada em (11).

$$k = \frac{N_{n+1}}{N_n} \quad (11)$$

Se  $N_{n+1} < N_n$ , menos reações ocorrerão de geração em geração, até que as reações em cadeia acabem cessando. Esse fenômeno caracteriza um reator nuclear subcrítico, enquanto que  $N_{n+1} = N_n$  faz com que  $k = 1$  e a reação se mantenha em estado estacionário, caracterizando um reator em estado crítico. Quando  $k > 1$  os reatores se tornam supercríticos, e o número de nêutrons nas reações tende a aumentar exponencialmente até sair do controle. Esse é o conceito básico de funcionamento de armas nucleares, o que no entanto se deseja evitar em sistemas propulsivos.

O estado de criticidade dos reatores pode ser controlado utilizando substâncias moderadoras e materiais que absorvam nêutrons. De acordo com [7], os moderadores desaceleram os nêutrons para aumentar o grau de criticidade do reator, uma vez que nêutrons lentos são mais propensos a sofrer o processo de fissão. Nesse contexto, substâncias moderadoras adequadas são compostas por átomos capazes de realizar colisões inelásticas,

extraindo energia. Tem-se, ainda, que discussões com maior grau de aprofundamento podem derivar princípios básicos de implementação da propulsão térmica por fissão nuclear, e que vários desses princípios são discutidos com maior grau de detalhes em [7]. Por fim, tem-se que o esquemático de funcionamento de sistemas propulsivos podem sofrer algumas variações, visto que também podem ser utilizadas substâncias líquidas no corpo do reator ou também sistemas propulsivos com sustâncias gasosas. As figuras 3 e 4[15] mostram os esquemáticos de reatores com núcleo líquido e gasoso, respectivamente. Ressalta-se que existem outros estudos e tecnologias sendo desenvolvidos, mas que até o momento, os reatores por fissão se mostraram os mais seguros e rentáveis para aplicações em sistemas propulsivos nucleares.

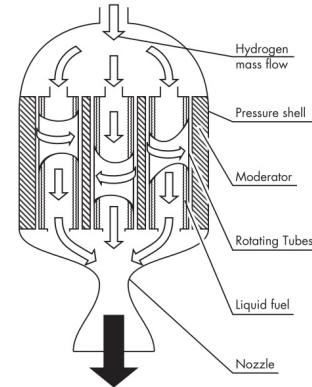


Figura 3. Esquemático de um reator de propulsão térmica com núcleo líquido

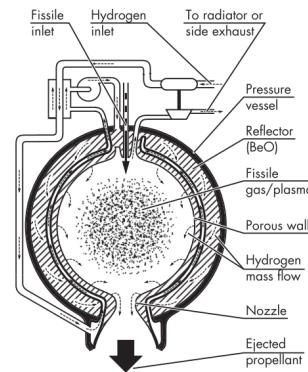


Figura 4. Esquemático de um reator de propulsão térmica com núcleo gasoso

## VI. ASPECTOS GERAIS DA PROPULSÃO POR FUSÃO

O estudo da fusão para aplicação em sistemas propulsivos data desde as aplicações iniciais da fissão em reatores de energia convencionais. Embora muitos esforços

tenham sido empregados, ainda não se tem conhecimento acerca de reatores de fusão comerciais plenamente funcionais, embora há perspectivas otimistas sobre o desenvolvimento nas próximas décadas. Um reator de fusão utiliza uma fonte de energia a base de fusão para fornecer trabalho ao sistema, o que por sua vez é convertido para o empuxo necessário para movimentar o veículo espacial[16]. De maneira antagônica à fissão, a fusão une dois núcleos leves inicialmente separados em um único núcleo mais pesado, liberando energia no processo.

Na prática, esse processo quase nunca ocorre de maneira natural, visto que a força de repulsão entre os núcleos tende a aumentar com a diminuição da distância que os separa. Em situações cotidianas, seria necessária uma energia cinética extremamente alta para romper essa força de repulsão entre os núcleos, o acarretaria em temperaturas da ordem de milhões de Kelvin para realizar o processo, tornando-o impraticável. Entretanto, um fenômeno quântico descoberto fez com que tal valor de temperatura seja diminuído tornando o processo realizável em laboratório, de tal maneira que os limites de temperatura foram reduzidos, e indicados na unidade KeV (kilo Elétron-Volt)[7]. A figura 5[17] ilustra o esquemático de funcionamento de um reator de fusão nuclear padrão e seus principais componentes.

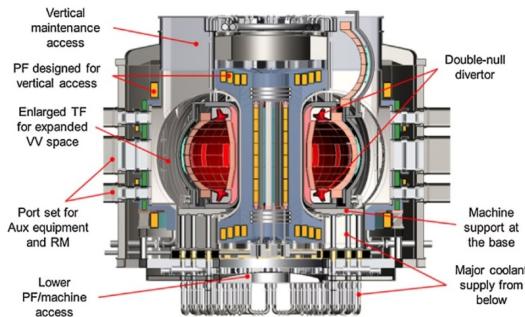


Figura 5. Esquemático padrão de um reator de fusão nuclear

Destaca-se aqui, que a construção de um reator capaz de executar um processo físico dessa magnitude deve ser realizada com materiais pouco convencionais, visto que além da necessidade de conter temperaturas elevadas e frear a propagação da radiação emitida, deve ser ao mesmo tempo leve e resistente à impactos gerais que podem ocorrer pelo choque da espaçonave com algum detrito ou poucos muito bruscos.

## VII. CONCLUSÕES

O presente artigo faz uma breve apresentação sobre os aspectos básicos que fundamentam o estudo da energia nuclear aplicada a sistemas propulsivos. Na grande maioria das teorias apresentadas, a ideia comum se baseia na utilização do calor de um processo nuclear como meio de trabalho para produzir empuxo necessário para a espaçonave desejada. O hidrogênio se mostra como excelente propulsor, permitindo boas velocidades de exaustão. Ressalta-se, porém, os aspectos operacionais da missão e fabricação de toda a estrutura, que devem ser levados em consideração na escolha do tipo de propulsão a ser empregada. As metodologias de NTP são classificados de acordo com o processo de radiação e com o tipo de núcleo (sólido, líquido ou gasoso) utilizado no reator. Os reatores a base de fissão se mostraram mais convenientes para aplicações em sistemas propulsivos devido a fornecerem velocidades de escapes mais altas, mas também requer maiores desafios em sua implementação.

Durante a elaboração deste artigo, observou-se que há pouquíssimo material desenvolvido com intuito de propagar conhecimentos básicos no que tange a utilização da energia nuclear no Brasil. Sendo assim, os conceitos e teorias aqui abordados objetivou-se a dar uma pequena contribuição na disseminação destes conhecimentos para os demais interessados. Além disso, é de consenso geral que o Brasil carece de um grande número de pesquisadores qualificados, e espera-se que este artigo possa incentivar, pelo menos um pouco, os jovens cientistas do amanhã.

- 
- [1] R. L. Murray, *Nuclear Energy* (United States, 1988).
- [2] A. W. R. C. Blair and J. Krawczyk, *Nautilus 90 North*, ed, 1 (Cleveland: Word Pub, 1959).
- [3] C. Joyner, S. Borowski, J. Phillips, and R. Fowler, “Triton: A trimodal capable, thrust optimized, nuclear propulsion and power system for advanced space missions,” in *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2004-3863>.
- [4] E. Messerschmid and S. Fasoulas, *Raumfahrtssysteme: Eine Einführung mit Übungen und Lösungen* (Springer Berlin Heidelberg, 2010).
- [5] “Física em experimentos e exemplos,” Bibliografia: Páginas 1007-1011.
- [6] K. Bethge, G. Walter, and B. Wiedemann, *Kernphysik: Eine Einführung*, Springer-Lehrbuch (Springer Berlin Heidelberg, 2013).
- [7] R. A. Gabrielli and G. Herdrich, Review of Nuclear Thermal Propulsion Systems. *Progress in Aerospace Sciences* **79**, 92 (2015).
- [8] R. X. Lenard, Nuclear safety, legal aspects and policy recommendations for space nuclear power and propulsion systems. *Acta Astronautica* **59**, 398 (2006), <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.02.049>, Selected Proceedings of the 56th International Astronautical Federation Congress, Fukuoka, Japan, 17-21 October 2005.
- [9] R. Gabrielli, D. Petkow, G. Herdrich, R. Laufer, and

- H.-P. Röser, Two generic concepts for space propulsion based on thermal nuclear fusion. *Acta Astronautica*. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.03.015> **101**, 129 (2014).
- [10] O. M. Kharytonov and B. M. Kiforenko, Finite-thrust optimization of interplanetary transfers of space vehicle with bimodal nuclear thermal propulsion. *Acta Astronautica*. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.03.003> **69**, 223 (2011).
- [11] Y. Ji, H. Zhang, J. Sun, and L. Shi, Thermal performance optimization of a fuel element in particle bed reactors for nuclear thermal propulsion. *Nuclear Engineering and Design*. <https://doi.org/10.1016/j.nucengdes.2019.110316> **355**, 110316 (2019).
- [12] Y. Fang, C. Wang, W. Tian, D. Zhang, G. Su, and S. Qiu, Study on high-temperature hydrogen dissociation for nuclear thermal propulsion reactor. *Nuclear Engineering and Design*. <https://doi.org/10.1016/j.nucengdes.2022.111753> **392**, 111753 (2022).
- [13] R. H. Frisbee, Advanced Space Propulsion for the 21st Century. *Journal of Propulsion and Power* **19**, 1129 (2003), <https://doi.org/10.2514/2.6948>.
- [14] C. C. Ross and H. S. McQueen, “Nuclear rocket propulsion,” in *Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion: Theory and Design*, edited by W. H. T. Loh (Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 1968) pp. 359–394.
- [15] F. E. Rom, in *Technical Report NASA Technical Memorandum X-1685, Lewis Research Center, Cleveland, OH, November 1968.*, NASA-TM-X-1685 (1968).
- [16] G. Herdrich, U. Bauder, A. Boxberger, R. Gabrielli, M. Lau, D. Petkow, M. Pfeiffer, C. Syring, and S. Fasoulas, Advanced plasma (propulsion) concepts at IRS. *Vacuum* **88**, 36 (2013), including rapid communications, original articles and a special section with papers from the Eighth International Symposium on Applied Plasma Science (ISAPS 2011), 26 – 30 September 2011, Hakone, Japan, <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2012.02.032>.
- [17] K. Kim, S. Oh, J. S. Park, C. Lee, K. Im, H. C. Kim, G.-S. Lee, G. Neilson, T. Brown, C. Kessel, P. Titus, and Y. Zhai, Conceptual design study of the K-DEMO magnet system. *Fusion Engineering and Design* **96-97**, 281 (2015), proceedings of the 28th Symposium On Fusion Technology (SOFT-28). <https://doi.org/10.1016/j.fusengdes.2015.06.185>.