

# NGHIÊN CỨU XÁC ĐỊNH THÔNG SỐ NHIỆT ĐỘNG HỌC SẢN PHẨM NỔ NHIÊN LIỆU METAN TRONG ĐỘNG CƠ NỔ

Dương Minh Đức<sup>1,\*</sup>, Phạm Thành Đồng<sup>1</sup>, Nguyễn Thế Dũng<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Khoa Hàng không Vũ trụ, Trường Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn

## Tóm tắt

Bài báo trình bày cơ sở xây dựng mô hình tính toán cho phép xác định trạng thái nhiệt động học sau mặt sóng nổ của hỗn hợp nhiên liệu metan dựa trên giả thuyết Chapman-Jouguet trong động cơ nổ. Kiểm chứng kết quả tính toán nhận được từ chương trình các tác giả xây dựng với kết quả thực nghiệm đối với nhiên liệu metan - oxy. Nghiên cứu quy luật biến đổi các đặc trưng nổ của hỗn hợp nhiên liệu metan - không khí khi thay đổi điều kiện ban đầu, bao gồm tỉ lệ nhiên liệu và áp suất trước mặt sóng nổ. Xác định tỉ lệ nhiên liệu tối ưu đối với hỗn hợp nhiên liệu metan - không khí  $\alpha \approx 0,9$ . Thông qua khảo sát ảnh hưởng của áp suất ban đầu nhiên liệu, bài báo khẳng định tính ưu việt về năng lượng và kết cấu của động cơ nổ.

*Từ khóa:* Đoạn nhiệt nổ; động cơ nổ; mô phỏng nhiệt động học.

## 1. Mở đầu

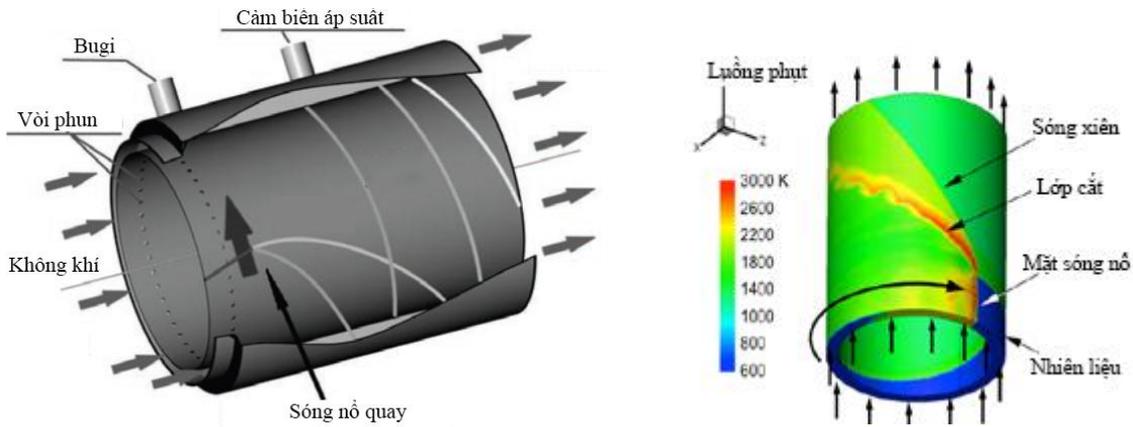
Phản ứng nổ nói chung được phân loại thành cháy (*deflagration*) và nổ (*detonation*). Cháy được lan truyền với tốc độ dưới âm, quá trình cháy gần như đẳng áp. Chế độ cháy này được sử dụng rộng rãi trong công nghiệp và ứng dụng trong các máy năng lượng. Hầu hết các loại động cơ phản lực như: động cơ phản lực không khí, động cơ dòng thẳng, động cơ tên lửa... được thiết kế dựa trên hiện tượng cháy lan. Tuy nhiên, động cơ phản lực dựa trên nguyên lý cháy đẳng áp đã đạt tới giới hạn công nghệ, hiệu suất nhiệt đã tới gần giá trị lý thuyết [1].

Thực tiễn đặt ra yêu cầu cần đạt được bước đột phá công nghệ trong phát triển hệ thống động lực hiệu quả hơn để đáp ứng yêu cầu ngày càng tăng của công nghiệp hàng không vũ trụ, nâng cao hiệu suất và giảm thiểu tác động tiêu cực tới môi trường. Có một số hướng để giải quyết vấn đề này như: sử dụng nhiên liệu có năng lượng cao, tăng áp suất buồng đốt, tăng lượng tiêu hao nhiên liệu... Tăng áp suất buồng đốt và lượng tiêu hao nhiên liệu có thể giúp tăng lực đẩy, tuy nhiên cũng đặt ra yêu cầu tăng bề dày thành động cơ và hệ thống bơm nhiên liệu, dẫn đến tăng khối lượng và giảm hiệu quả cải thiện thông số năng lượng.

\* Tác giả liên hệ, email: dmd.lqd@gmail.com  
DOI: 10.56651/lqdtu.jst.v20.n01.808

Phát triển các loại động cơ phản lực trên cơ sở hiện tượng nổ (sau đây được gọi là động cơ nổ hoặc DE - *detonation engine/детонационный двигатель*) là bước phát triển tất yếu nhờ các tiến bộ công nghệ về vật liệu và phương pháp gia công. Hiện nay, DE được chia thành hai dạng cơ bản: động cơ nổ xung (PDE - *pulse detonation engine/импульсный детонационный двигатель*) và động cơ nổ xoay (RDE - *rotation detonation engine/вращающийся детонационный двигатель*). RDE đang được Mỹ, Nga, Đức, Trung Quốc, Nhật Bản... theo đuổi như một giải pháp có triển vọng nhất [2]. RDE sử dụng chu trình nổ gần với chu trình Humphrey, nhiên liệu trong động cơ được kích nổ tạo nên một hoặc một vài sóng nổ lan truyền liên tục trong buồng nổ hình vành khăn. Sản phẩm cháy nổ trong RDE lan truyền với tốc độ vượt âm, giúp đạt hiệu suất nhiệt vượt trội, rút ngắn thời gian cháy, cho phép tăng tốc độ bay vượt âm, tăng tỉ số nén [3].

Nguyên lý của RDE dựa trên sự hình thành sóng nổ lan truyền liên tục trong buồng nổ tiết diện vành khăn. Sơ đồ hoạt động của buồng như vậy được trình bày trên Hình 1. Chất oxy hóa được cung cấp vào động cơ qua một khe hẹp và chất cháy được phun vào qua loạt vòi phun phía đầu buồng nổ. Thiết bị kích nổ và đầu đo áp suất được lắp trên thành ngoài hình trụ của buồng nổ. Nhiên liệu được truyền liên tục vào buồng nổ hình vành khăn, được kích nổ, tạo ra hệ sóng xung kích lan truyền ổn định theo quỹ đạo xoáy lò xo dọc chu vi buồng nổ. Sản phẩm biến đổi nổ từ buồng nổ đi ra ngoài với vận tốc siêu âm nên không nhất thiết phải sử dụng loa phụt kiểu laval để tiếp tục tăng tốc dòng khí.



Hình 1. Sơ đồ nguyên lý và trường nhiệt độ trong RDE.

Sử dụng hiệu ứng nổ cho nhiên liệu được đề xuất bởi Viện sĩ Xô-viết Yakov Zeldovich từ những năm 40 của thế kỷ trước [4], song chỉ 15 năm gần đây mới chứng kiến sự gia tăng đáng kể các nghiên cứu trong phòng thí nghiệm về các dạng nhiên liệu, kỹ thuật phun, điều kiện làm việc, kích thước hình học, khả năng kết hợp buồng đốt nổ với động cơ tên lửa, động cơ dòng thẳng, động cơ phản lực không khí [5]-[9].

Để hiểu được nguyên lý hoạt động của DE, cần xây dựng mô hình nhiệt động phù hợp. Mô hình nhiệt động giúp xác định lý thuyết thông số làm việc của động cơ, làm cơ sở cho việc thiết kế và xây dựng các giải pháp kỹ thuật. Trong phạm vi bài báo, các tác giả xây dựng mô hình toán lý xác định thông số nhiệt động học đặc trưng của sản phẩm nổ trong DE - thông số Chapman-Jouguet (CJ). Từ đó nghiên cứu ảnh hưởng của một số thông số ban đầu tới đặc trưng nhiệt động học sản phẩm nổ nhiên liệu metan.

## 2. Cơ sở xây dựng mô hình tính toán

Trong sóng nổ tồn tại khu vực có kích thước xác định, tại đó xảy ra phản ứng hóa học giải phóng năng lượng, chuyển hóa nhiên liệu ban đầu thành sản phẩm nổ. Bề rộng của vùng phản ứng có kích thước rất nhỏ so với đường kính của vùng nổ. Để giải quyết bài toán lý thuyết nổ, ta có thể thay thế vùng phản ứng bằng mặt ngăn cách khí động (còn gọi là mặt sóng nổ) mà qua đó xảy ra bước nhảy về thông số khí nhiệt động và thành phần hóa học [10]. Khi xây dựng mô hình tính toán thông số nổ, các tác giả sử dụng các giả thiết sau:

- Quá trình nổ là quá trình dừng, theo đó thay đổi bước nhảy của thông số nhiệt động học và thành phần hóa học trước và sau sóng nổ diễn ra tức thì;

- Sản phẩm nổ đạt trạng thái cân bằng pha và cân bằng hóa học;

- Hỗn hợp sản phẩm nổ được coi là hệ khí cô lập, không có sự trao đổi nhiệt và chất với môi trường bên ngoài. Thành phần sản phẩm nổ của hỗn hợp nhiên liệu metan với không khí bao gồm khoảng 150 hợp chất từ 5 nguyên tố C, H, O, N, Ar. Thông tin về các hàm nhiệt động học của các chất được nêu trong [11].

- Môi liên hệ giữa trạng thái khí trước và sau mặt ngăn cách được mô tả bằng hệ phương trình Rankine-Hugoniot [12]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho(u - D) = \rho_0 D \\ p(\rho, T, \gamma_i) - p_0 = \rho_0 u D \\ p(\rho, T, \gamma_i) u = \rho_0 D \left( U + \frac{u^2}{2} - U_0 \right) \end{array} \right. \quad (1)$$

trong đó:  $u, D, \rho, p, U, T$  lần lượt là vận tốc thành phần sản phẩm nổ, tốc độ lan truyền mặt sóng nổ, mật độ, áp suất, nội năng và nhiệt độ. Thành phần sản phẩm nổ được thể hiện thông qua hàm lượng mol  $\gamma_i$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ) tương ứng với mỗi chất  $i$  trong  $N$  chất có mặt trong hỗn hợp sản phẩm. Chỉ số "0" ký hiệu cho các thông số nhiên liệu ban đầu trước phản ứng nổ, các giá trị không chỉ số tương ứng với thông số sản phẩm nổ.

Từ hệ phương trình (1), có thể rút ra các phương trình đặc trưng sau [13]:

- Phương trình đoạn nhiệt Hugoniot:

$$U - U_0 + \frac{1}{2}(p + p_0)(v - v_0) = 0 \text{ hoặc } H - H_0 - \frac{1}{2}(p - p_0)(v + v_0) = 0 \quad (2)$$

trong đó:  $H$  - entanpy,  $v$  - thể tích riêng.

- Phương trình vận tốc sản phẩm nổ sau mặt sóng nổ:  $u^2 = (p - p_0)(v_0 - v)$

- Phương trình vận tốc mặt sóng nổ:

$$D^2 = v_0^2 \frac{p - p_0}{v_0 - v}$$

Trên mặt phẳng  $(p, v)$ , đồ thị thỏa mãn phương trình đoạn nhiệt Hugoniot (1) là đường đoạn nhiệt nổ, bao gồm thông số tất cả các trạng thái có thể của hỗn hợp khí sau mặt sóng nổ. Trên đó, điểm có nghĩa quan trọng nhất trong nghiên cứu quá trình làm việc của RDE là điểm nổ CJ, tại đó quá trình nổ diễn ra ổn định, vận tốc lan truyền sóng nổ bằng vận tốc lan truyền âm thanh trong sản phẩm nổ  $D = u + a$ . Điều kiện vận tốc lan truyền sóng nổ tại điểm CJ được thể hiện bằng phương trình [14]:

$$\frac{p - p_0}{v_0 - v} = - \frac{C_p \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_v}{C_v \left( \frac{\partial v}{\partial T} \right)_p} \quad (3)$$

Lời giải của mô hình tính toán phải thỏa mãn các điều kiện như sau:

1) Phương trình bảo toàn các nguyên tố hóa học có mặt trong sản phẩm nổ:

$$\sum_{i=1}^N A_k^i \gamma_i = \gamma_k^0, k = 1, \dots, K, \quad \gamma_i > 0, i = 1, \dots, N \quad (4)$$

trong đó:  $A_k^i$  - ma trận thành phần nguyên tố hóa học trong các phân tử, là số lượng nguyên tử thứ  $k$  trong sản phẩm  $i$ ;  $\gamma_i$  - số mol sản phẩm nổ  $i$  trong sản phẩm cháy;  $\gamma_k^0$  - hàm lượng mol của nguyên tố thứ  $k$  trong nhiên liệu;  $N$  - số lượng sản phẩm nổ tạo thành.

2) Phương trình trung hòa điện tích:  $\sum_{i=1}^N A_e^i \gamma_i = 0$  (5)

trong đó,  $A_e^i$  - điện tích hóa chất thứ  $i$ .

3) Phương trình trạng thái khí:  $p = f(v, T, \vec{\gamma})$  (6)

Đối với khí lý tưởng:  $pv = RT \sum_{i=1}^N \gamma_i$

Đối với khí thực, các tác giả sử dụng phương trình:

$$\frac{pv}{R_0 T \gamma} = 1 + \frac{B\gamma}{v} + \frac{0,625b_0^2 \gamma^2}{v^2} + \frac{0,2869b_0^3 \gamma^3}{v^3} + \frac{0,1928b_0^4 \gamma^4}{v^4},$$

mô tả ý nghĩa vật lý các hệ số được đề cập trong [10].

4) Để mô tả trạng thái cân bằng nhiệt động học của sản phẩm nổ, các tác giả sử dụng phương trình được rút ra từ nguyên lý cực trị hàm nhiệt động [15]:

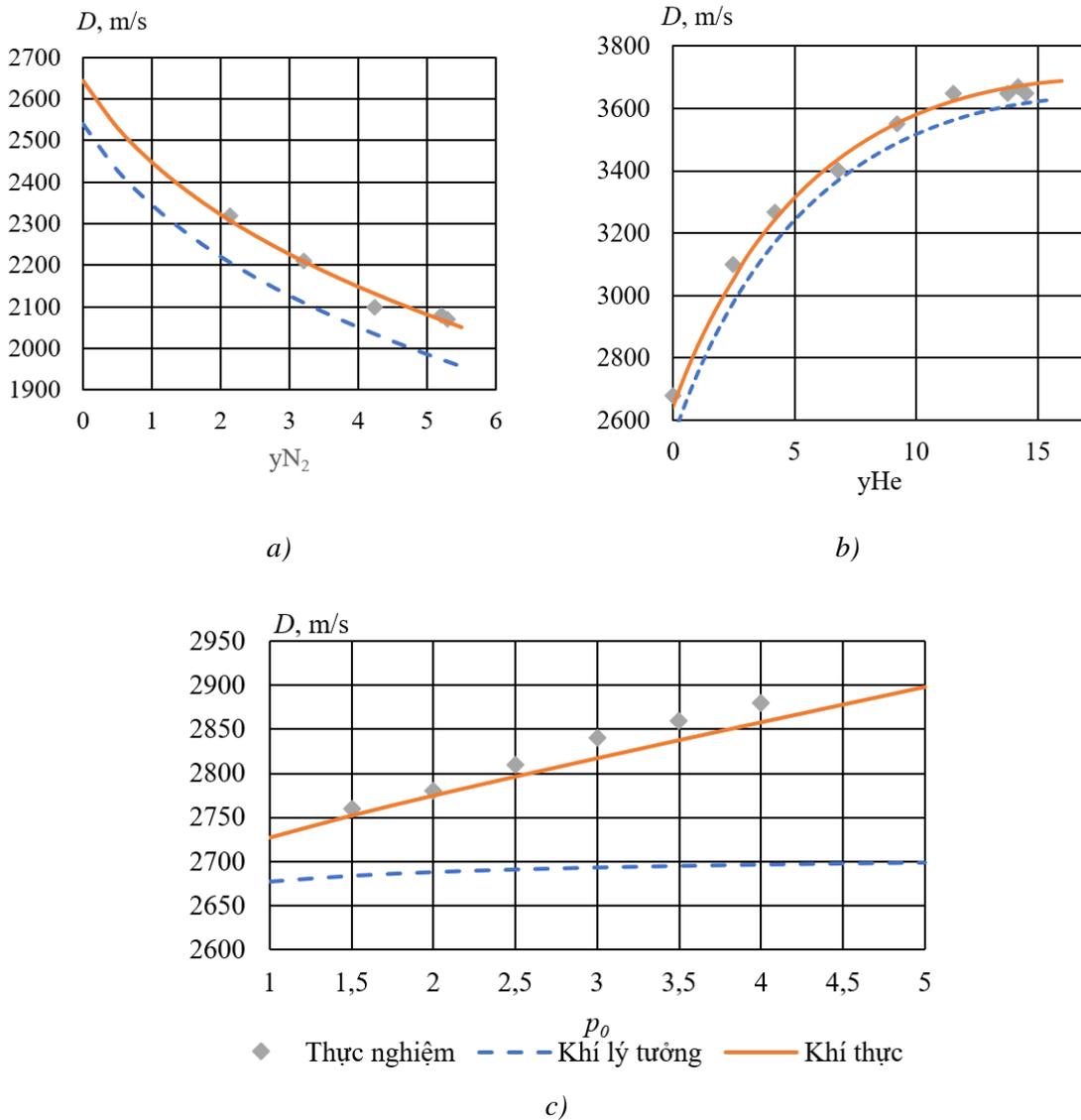
$$-\ln \gamma_i + \ln \left( \frac{p_0 v}{RT} \right) + \frac{TS_i^0 - H_i^0}{RT} + \frac{\sum_{k=1}^{N_e} A_k^i \lambda_j}{R} = 0, i = 1, \dots, N \quad (7)$$

Hệ phương trình (1)-(7) được giải bằng phương pháp xấp xỉ Lagrăng giúp xác định thông số nhiệt động học sản phẩm nổ. Dựa trên hệ phương trình, các tác giả đã xây dựng chương trình tính toán xác định thông số nhiệt động học sản phẩm nổ, phương pháp giải được trình bày trong [16].

### 3. Nghiên cứu xác định thông số nổ của nhiên liệu metan

Nhằm kiểm chứng tính chính xác của mô hình và chương trình tính toán, các tác giả tiến hành tính toán xác định tốc độ nổ của hỗn hợp nhiên liệu metan - oxy - diluent ( $He$  và  $N_2$ ) và so sánh với [17]. Nghiên cứu [17] sử dụng một ống nổ có đường kính 90 mm và chiều dài 3,15 m đo tốc độ nổ và áp suất cực đại của hỗn hợp khí trên theo tỉ lệ cho trước; áp suất khí ban đầu  $p_0$  đến 3,5 MPa. Sử dụng thiết bị thí nghiệm, nhóm tác giả tiến hành đo vận tốc nổ hỗn hợp nhiên liệu metan - oxy - diluent với tỉ lệ mol khác nhau. Trên đồ thị Hình 2, kết quả thực nghiệm được thể hiện bằng các điểm rời rạc, kết quả tính toán bằng chương trình của các tác giả, sử dụng mô hình khí thực và khí lý tưởng được thể hiện bằng các đường cong liên tục. Kết quả thể hiện trên đồ thị Hình 2 khẳng định tính phù hợp của mô hình và chương trình tính toán mà các tác giả xây dựng với thực nghiệm và giả thuyết khí thực cho kết quả gần với thực nghiệm hơn.

Sử dụng công cụ tính toán được xây dựng, các tác giả tiến hành nghiên cứu, xác định các đặc trưng nhiệt động học tại điểm nổ CJ đối với hỗn hợp nhiên liệu metan ( $CH_4$ ) và không khí (thành phần khối lượng 23,15%  $O_2$ ; 75,5%  $N_2$ ; 1,292%  $Ar$ ; 0,058%  $CO_2$ ) khi thay đổi giá trị áp suất ban đầu của hỗn hợp  $p_0 = 1 \div 50 \text{ atm}$  và hệ số dư chất oxy hóa (không khí)  $\alpha = 0,4 \div 5$ , nhiệt độ nhiên liệu đầu vào  $T_0 = 298,15 \text{ K}$ .



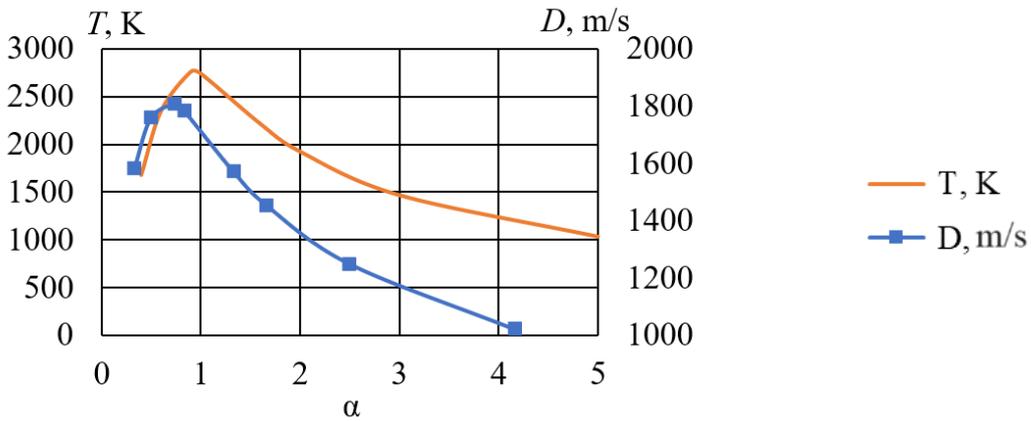
Hình 2. Kết quả thực nghiệm và tính toán tốc độ nổ

a) Hỗn hợp  $CH_4 + 2O_2 + yN_2$ ;  $T_0 = 298\text{ K}$ ,  $p_0 = 3,5\text{ MPa}$

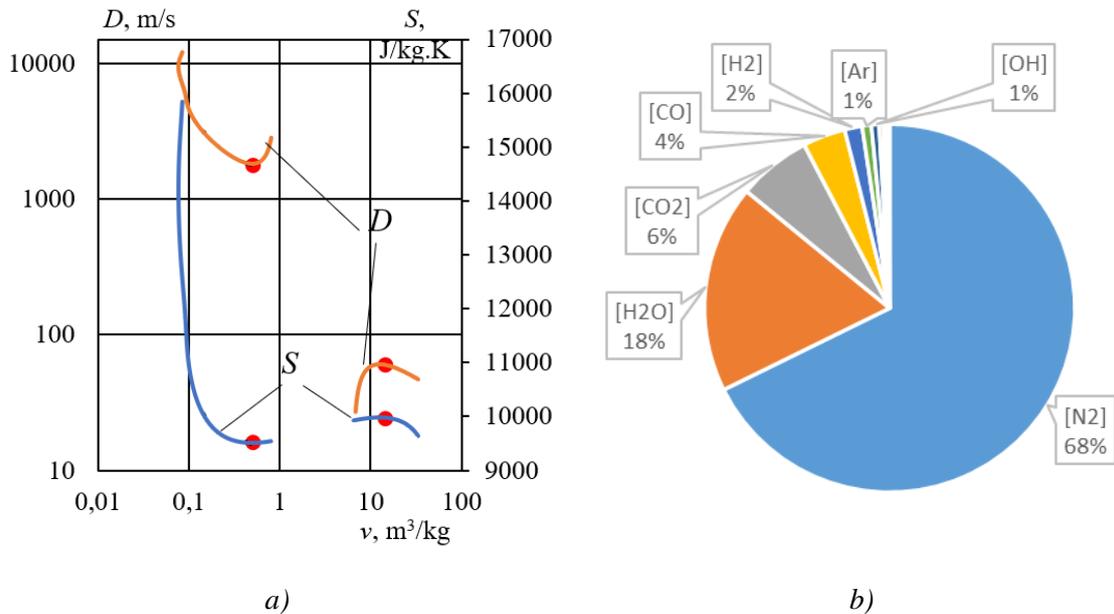
b) Hỗn hợp  $CH_4 + 2O_2 + yHe$ ; tại  $T_0 = 298\text{ K}$ ,  $p_0 = 3,5\text{ MPa}$

c) Hỗn hợp  $CH_4 + 2O_2$ ;  $T_0 = 298\text{ K}$ ; thay đổi áp suất ban đầu  $p_0$ .

Từ đồ thị Hình 3 nhận thấy, ở điều kiện tiêu chuẩn  $p_0 = 1\text{ atm}$ ,  $T_0 = 298,15\text{ K}$  đối với nhiên liệu đầu vào, tốc độ nổ CJ và nhiệt độ sản phẩm nổ đạt giá trị cực đại  $D = 1806\text{ m/s}$ ,  $T = 2758\text{ K}$  tại tỉ lệ  $\alpha \approx 0,9$ . Đây là giá trị tỉ lệ nhiên liệu tối ưu, tại đó quá trình biến đổi nổ diễn ra nhanh nhất, ổn định nhất và năng lượng giải phóng qua phản ứng nổ đạt tối đa.



Hình 3. Quy luật thay đổi tốc độ nổ CJ và nhiệt độ theo hệ số dư chất oxy hóa.



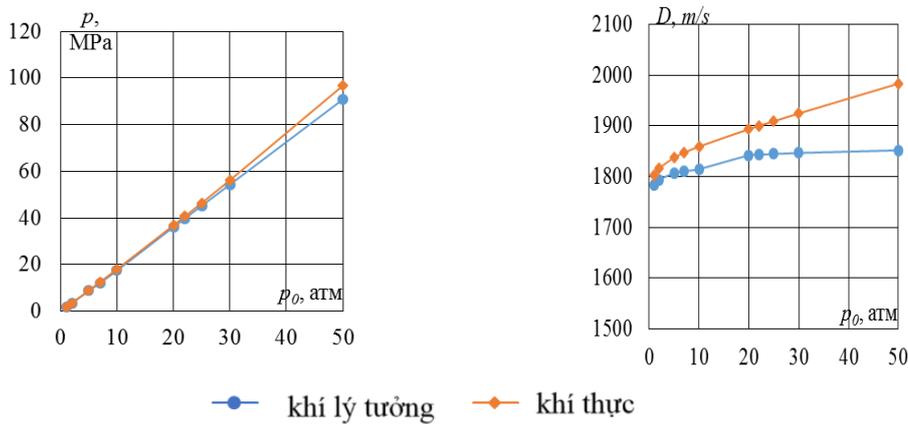
Hình 4. Đường đoạn nhiệt nổ của hỗn hợp nhiên liệu metan - không khí tại điều kiện tiêu chuẩn và tỉ lệ nhiên liệu tối ưu

- a) Quy luật thay đổi tốc độ lan truyền sóng nổ  $D$  và entropy theo thể tích riêng;
- b) Thành phần mol sản phẩm nổ CJ.

Trong mô tả lý thuyết, đường đặc trưng đoạn nhiệt nổ được thể hiện trên mặt phẳng  $p-v$ , song để thuận tiện trong quan sát các đặc điểm và tính đúng đắn trong xây dựng đường đặc trưng, ta có thể thể hiện chúng trên mặt phẳng  $(v; D-S)$ . Hình 4a thể hiện đường đặc trưng đoạn nhiệt nổ đối với nhiên liệu tại giá trị  $\alpha = 0,9$ ;  $p_0 = 1 \text{ atm}$ ;  $T_0 = 298,15 \text{ K}$  trên mặt phẳng tọa độ  $(v; D-S)$ . Đường đoạn nhiệt gồm hai nhánh riêng biệt, nhánh phía trên tương ứng với hiện tượng nổ, nhánh phía dưới thể hiện

thông số cháy lan. Các điểm đánh dấu đậm tương ứng với điểm nổ CJ và điểm cháy lan CJ, tại đây vận tốc lan truyền sóng nổ và entropy của hệ sản phẩm nổ đồng thời đạt giá trị cực trị. Việc đạt được cực trị entropy tại hai điểm kiểm tra CJ là điều kiện cần, khẳng định tính đúng đắn của kết quả nhận được từ mô hình. Thành phần sản phẩm nổ chủ yếu là  $N_2$ ,  $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $CO$ ,  $H_2$ ,  $Ar$ ,  $OH$ . Thành phần mol của chúng được thể hiện trên Hình 3b.

Khi thay đổi áp suất ban đầu  $p_0$  từ 1 lên 50 atm ta nhận thấy, giá trị điểm CJ với mô hình khí thực đạt giá trị lớn hơn khi sử dụng mô hình khí lý tưởng. Tại  $p_0 = 50$  atm áp suất trên mặt sóng nổ đạt 96,7 MPa đối với mô hình khí thực và 90,8 MPa đối với mô hình khí lý tưởng. Sai khác khi sử dụng các mô hình khí khác nhau cũng xảy ra đối với giá trị tốc độ lan truyền sóng nổ; tại  $p_0 = 50$  atm giá trị sai khác có thể đạt tới 7% (Hình 5).



Hình 5. Thay đổi áp suất nổ và vận tốc lan truyền mặt sóng nổ theo áp suất ban đầu.

Tính toán thông số nổ CJ khi thay đổi áp suất nhiên liệu thể hiện rõ ưu việt của động cơ RDE. Về mặt lý thuyết, tạo ra áp suất sản phẩm nổ lý tưởng trong RDE khoảng 250 atm ta chỉ cần tăng áp nhiên liệu đầu vào động cơ vào tới  $p_0 = 13,9$  atm, nhiệt độ khí bằng nhiệt độ tiêu chuẩn  $T_0 = 298,15$  K. Áp suất nhiên liệu đầu vào thấp cho phép đơn giản hóa đáng kể kết cấu hệ thống cung cấp nhiên liệu, giảm thiểu khối lượng động cơ. Nhằm so sánh, để đạt được cùng giá trị áp suất buồng đốt 250 atm, động cơ tên lửa lỏng RD-170 cần duy trì hoạt động của 2 thiết bị sinh khí hoạt động ở áp suất 535 atm, khối lượng động cơ 9750 kg, trong đó hệ thống máy bơm tua bin cùng thiết bị sinh khí chiếm phần lớn khối lượng và có kết cấu rất phức tạp.

#### 4. Kết luận

Trong bài báo, nhóm tác giả đã xây dựng mô hình toán xác định thông số nổ Chapman-Jouguet dựa trên nguyên lý cân bằng nhiệt động học và hệ phương trình Rankine-Hugoniot. Kiểm chứng mô hình tính toán, so sánh kết quả nhận được với thực nghiệm đối với nhiên liệu metan - oxy. Ứng dụng công cụ tính toán đã được xây dựng

trong khảo sát quy luật thay đổi đặc trưng nhiệt động học của thông số sản phẩm nổ metan - không khí khi thay đổi áp suất ban đầu và tỉ lệ nhiên liệu. Thông qua đó khẳng định tính ưu việt về đặc trưng năng lượng của RDE trước động cơ tên lửa thông thường.

Kết quả tính toán chỉ ra rằng tốc độ và nhiệt độ nổ đạt cực đại đối với nhiên liệu metan - không khí đạt được tại giá trị tỉ lệ nhiên liệu lý thuyết  $\alpha \approx 0,9$ . Xây dựng đường đặc trưng đoạn nhiệt nổ của nhiên liệu ứng với tỉ lệ nhiên liệu lý thuyết và điều kiện áp suất, nhiệt độ tiêu chuẩn. Ứng dụng hai mô hình khí lý tưởng và khí thực trong xác định thông số nổ khi thay đổi áp suất ban đầu. Nghiên cứu khẳng định tính cần thiết phải áp dụng mô hình khí thực khi tăng áp suất ban đầu của nhiên liệu đầu vào.

### Tài liệu tham khảo

- [1] П. В. Булат, П. В. Денисенко, и К. Н. Волков, “Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн”, *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*, Т. 16, 2016. DOI: 10.17586/2226-1494-2016-16-1-1-21
- [2] Q. Xie, Z. Ji, H. Wen *et al.*, "Review on the rotating detonation engine and its typical problems", *Transactions on Aerospace Research*, Vol. 2020, No. 4, 2020, pp. 107-163. DOI: 10.2478/tar-2020-0024
- [3] B. L. Naour, D. Davidenko, T. Gaillard, and P. Vidal, “Rotating detonation combustors for propulsion: Some fundamental, numerical and experimental aspects”, *Frontiers in Aerospace Engineering*, Vol. 2, 2023, 1152429. DOI: 10.3389/fpace.2023.1152429
- [4] Я. Б. Зельдович и А. С. Компанеев, *Теория детонации*. Москва, 1955.
- [5] F. K. Lu, E. M. Braun, L. Massa, and D. R. Wilson, “Rotating detonation wave propulsion: Experimental challenges, modeling, and engine concepts”, *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, 2011. DOI: 10.2514/6.2011-6043
- [6] M. Zhao, L. Zhang, W. Huo, H. Yang, and Y. Yuan, “Performance analysis of a rotating detonation model for future thermal power system using hydrogen as fuel”, *Energy Reports*, Vol. 8, Supplement 2, pp. 66-74, 2022. DOI: 10.1016/j.egy.2021.11.036
- [7] C. Nordeen, D. Schwer, F. Schauer *et al.*, “Thermodynamic modeling of a rotating detonation engine”, *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012. DOI: 10.2514/6.2011-803
- [8] S. M. Moosavi, I. Ahmadzadeh, A. Mollaei, and R. Khodaverdi, “Comparison between the shock wave and chemical initiation in detonation of acetylene - oxygen mixtures”, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 46, pp. 666-671, 2010. DOI: 10.1007/s10573-010-0087-4

- [9] F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan, and E. F. Vedernikov, "Reactive thrust generated by continuous detonation in the air ejection mode", *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 49, No. 3, pp. 188-195, 2013. DOI: 10.1134/S0010508213020093
- [10] В. Ю. Гидаспов, "Численное моделирование одномерного стационарного равновесного течения в детонационном двигателе", *Труды МАИ*, No. 83, 2015. [Online]. Available: Trudy MAI, <http://trudymai.ru/published.php?ID=61826> [Accessed Sept. 10, 2024].
- [11] Л. В. Гурвич, И. В. Вейц, В. А. Медведев и др., *Термодинамические свойства индивидуальных веществ: Справочное издание в 4-х т.* Москва: Наука, 1982.
- [12] Д. Гиршфельдер, Ч. Кертисс, и Р. Берд, *Молекулярная теория газов и жидкости.* Москва: Издательство иностранной литературы, 1961.
- [13] C. L. Mader, *Numerical modeling of detonations.* University of California Press, Berkeley - Los Angeles, 1979.
- [14] В. Ю. Гидаспов и Н. С. Северина, *Элементарные модели и вычислительные алгоритмы физической газовой динамики. Термодинамика и химическая кинетика.* Москва: Факториал, 2014.
- [15] Г. В. Белов и Б. Г. Трусов, *Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем.* Москва: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013.
- [16] З. М. Дык, "Особенность численного моделирования при построении равновесной адиабаты продуктов сгорания с использованием уравнения реального газа", *Труды МАИ*, No. 120, 2021. DOI: 10.34759/trd-2021-120-03
- [17] J. F. Legendre, M. Giraud, and P. Bauer, "Detonation properties of dense methane-oxygen-diluent gaseous mixtures: Application to ram accelerators", *Shock Waves*, No. 8, pp. 267-273, 1998. DOI: 10.1007/s001930050119

## DETERMINING THERMODYNAMIC PARAMETERS OF METHANE FUEL DETONATION PRODUCTS IN DETONATION ENGINES

**Abstract:** *This article describes the development of a computational model for determining the thermodynamic state after the detonation wave of a methane fuel mixture in a detonation engine. The model is based on the Chapman-Jouguet hypothesis and its results are compared to experimental data for methane-oxygen fuel. The study explores how the characteristics of detonation in methane-air fuel mixtures change under different initial conditions, such as fuel-air ratios and pre-detonation pressures. It identifies the optimal conditions for the methane-air fuel mixture and confirms the energy efficiency and structural superiority of the detonation engine by examining the influence of initial fuel pressure.*

**Keywords:** Rankine-Hugoniot conditions; detonation engine; thermodynamic modeling.

*Nhận bài: 05/06/2024; Hoàn thiện sau phản biện: 17/01/2025; Duyệt đăng: 28/02/2025*

