

# NGHIÊN CỨU THỰC NGHIỆM TƯƠNG TÁC GIỮA DÒNG CHUYỂN ĐỘNG NGANG ÂM QUANH VÙNG HẬU LƯU VÀ DÒNG CHUYỂN ĐỘNG TRÊN ÂM TRONG ỐNG PHẢN LỰC ĐỘNG CƠ TÊN LỬA

## EXPERIMENTAL STUDY OF THE INTERACTION BETWEEN TRANSONIC BASEFLOW AND SUPERSONIC FLOW IN LAUNCHER NOZZLES

Lê Thị Hồng Hiếu , Girard Stève, Alziary de Roquefort Thierry

Laboratoire d'Etudes Aérodynamiques, Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique-  
43 Rue de l'Aérodrome – 86036 Poitiers – France

---

### TÓM TẮT

Vùng hậu lưu quanh đế của tên lửa là khu vực diễn ra các hiện tượng bất ổn định về mặt khí động học phức tạp. Bài báo trình bày kết quả thí nghiệm đo áp suất trên một mô hình đối xứng đơn giản hóa gồm một hình trụ được trang bị ống phản lực ở phần đế. Các kết quả trình bày tập trung phân tích ảnh hưởng của ba biến số gồm có : đặc trưng hình học xác định bởi tỉ số  $l/D$  giữa chiều dài trôi  $l$  của ống phản lực và đường kính  $D$  của hình trụ, số Mach của dòng chuyển động bên ngoài và tỉ số áp suất NPR trong ống phản lực, lên phân bố áp suất bề mặt để xác định đặc trưng của dòng chuyển động trung bình.

### ABSTRACT

The base region of space launcher is the siege of many complicated aerodynamic instabilities. This study presents experimental results of pressure measurements on a simplified axisymmetric afterbody model in an open section wind tunnel. The results discuss the influence of the three principal parameters : the geometrical factor characterised by the ratio between the emergent length  $l$  of the nozzle and the diameter  $D$  of the base, the Mach number of the external flow and the nozzle pressure ratio NPR, on the wall pressure distribution in order to determine the characteristics of the averaged flow.

### 1. GIỚI THIỆU – MỤC ĐÍCH

Các hoạt động nghiên cứu liên quan đến ống phản lực trong động cơ tên lửa là một trong những vấn đề quan trọng hiện nay của ngành công nghiệp và nghiên cứu hàng không vũ trụ châu Âu nhằm mục tiêu tăng cường lực đẩy của tên lửa Ariane 5 : để vận chuyển vào không gian những trọng tải hữu dụng ngày càng tăng với chi phí thấp. Các nỗ lực nghiên cứu hiện đang có khuynh hướng sử dụng ống phản lực có tỉ lệ giãn nở cao, tương ứng với tỉ lệ tiết diện hình học lớn. Sự gia tăng tiết diện đầu ra kéo theo sự gia tăng chiều dài phần phân kỳ của ống phản lực. Sự thay đổi này có ảnh hưởng lớn đến

cấu trúc hình học của tên lửa ở vùng hậu lưu, đặc trưng bởi tỉ số  $l/D$  với  $D$  là đường kính phần đế và  $l$  là chiều dài trôi của ống phản lực so với đế, từ đó có thể làm thay đổi cơ cấu của dòng chuyển động, gây ra những hiện tượng khí động-nhiệt phức tạp và nhất là ảnh hưởng lớn đến tính ổn định trong vùng hậu lưu chân đế. Như vậy mục đích gia tăng hiệu suất lực đẩy dẫn đến sự cần thiết khảo sát sự hiện diện của động cơ đến nhiều hiện tượng tương tác xảy ra trong vùng hậu lưu chân đế. Bài viết này sẽ tập trung bàn luận tính ổn định khí động học. Ống phản lực động cơ tên lửa được thiết kế để hoạt động ở chế độ thích ứng toàn phần (full-flowing, adaptation) ở tầng áp suất khí quyển rất

thấp, tạo ra dòng khí chuyển động ở số Mach cao. Tuy nhiên, trong giai đoạn cất cánh và giai đoạn đầu của hành trình bay, áp suất buồng đốt không đủ lớn để ống phản lực có thể hoạt động ở chế độ trên (adaptation) mà ở chế độ quá giãn nở (over-expanded) cùng với sự tách rời lớp biên trong ống phản lực. Với đặc tính bất ổn định, 3 chiều và bất đối xứng, sự tách rời lớp biên là nguồn gốc của các thành phần lực luôn biến thiên về chiều và độ lớn tác động lên phần phân kỳ của ống phản lực động cơ, được gọi tên là lực dọc. Sự tồn tại của lực dọc, đã được chứng minh qua nhiều thí nghiệm ở mặt đất hoặc trong lúc bay, trong những điều kiện cực điểm có thể ảnh hưởng nghiêm trọng đến hoạt động cũng như có thể dẫn đến phá hủy động cơ. Tuy nhiên, việc nghiên cứu hiện tượng tách rời lớp biên bên trong vẫn chưa đủ để khái quát các hiện tượng bất ổn định ở khu vực hậu lưu chân đế bởi vì dòng chuyển động bên ngoài bao quanh ống phản lực cũng có tính chất bất ổn định rất đáng kể gây ra bởi sự tách rời lớp biên ở đầu. Sự thay đổi bề mặt đột ngột ở vùng đuôi đã tạo ra một vùng xoáy có áp suất nhỏ hơn áp suất tĩnh của dòng chuyển động bên ngoài và thành phần vận tốc âm, vì vậy đã tạo thành nguồn lực cản rất đáng kể. Mặt khác, khu vực xoáy này cũng phát sinh ra sự biến thiên áp suất bề mặt với mức độ đặc biệt cao ở chế độ bay ngưỡng âm (của dòng bên ngoài). Hiện tượng này được phát hiện một cách gián tiếp qua sự dao động của kết cấu dưới tác dụng kích thích của các lực bất ổn định có nguồn gốc khí động học và chúng rất có thể tạo nên một nguồn lực dọc đáng kể khác tác dụng lên bề mặt ngoài của ống phản lực.

Cấu trúc dòng chuyển động khu vực hậu lưu chân đế phụ thuộc vào tỉ số áp suất  $P_j/P_a$  trong ống phản lực ( $P_j$ : áp suất dừng trong ống phản lực,  $P_a$ : áp suất khí quyển), số Mach của dòng chuyển động bên ngoài  $M_\infty$ , tỉ số hình học  $d/D$  với  $d$  là đường kính đầu ra của ống phản lực, và nhất là tỉ số  $l/D$ . Nếu  $l/D$  đủ lớn, dòng chuyển động trung bình bên ngoài, đã tách rời ở phần đế, có khả năng xúc lại với bề mặt rỗng bên ngoài của ống phản lực. Trong trường hợp này, dòng chuyển động tách rời lớp biên bên trong có thể ít chịu ảnh hưởng bởi vùng xoáy của dòng ngoài. Ngược lại, nếu tỉ số  $l/D$  thấp, đầu ra của ống phản lực nằm trong khu vực xoáy của dòng ngoài: có nhiều khả năng xảy ra tương tác giữa dòng tách rời lớp biên bên trong và dòng ngược chiều bên ngoài cũng như trường áp suất thấp

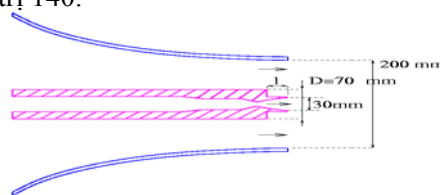
ở nơi đầu ra của ống sẽ làm gia tăng tỉ số áp suất trong ống.

Phạm vi nghiên cứu trong bài viết này tập trung xem xét ảnh hưởng tương tác giữa hai dòng chuyển động bên ngoài và bên trong ống phản lực để có thể xác định cơ chế của các hiện tượng bất ổn định khí động học thông qua việc đo phân bố áp suất bề mặt, và khảo sát ảnh hưởng của 3 biến số sau đây: đặc tính hình học  $l/D$ , số Mach của dòng ngoài  $M_\infty$  và tỉ số áp suất  $P_j/P_a$  của dòng trên âm bên trong ống phản lực.

Các phần trình bày tập trung vào các ý chính sau đây. Thiết bị, mô hình và quá trình tiến hành thí nghiệm sẽ được mô tả ngắn gọn trong phần 2. Tiếp theo ảnh hưởng của các biến số đến phân bố áp suất cũng như tương tác giữa hai dòng chuyển động sẽ được bàn luận trong phần 3. Trong phạm vi hạn chế của bài báo, các tác giả xin trình bày tính chất trung bình của dòng chuyển động.

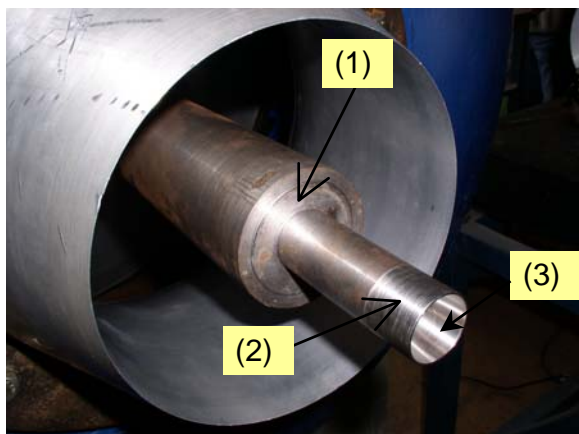
## 2. THIẾT BỊ THÍ NGHIỆM

Quá trình thí nghiệm được tiến hành trong hầm gió có tiết diện mở, được mô tả nguyên lý trên hình 1, có thể tạo ra một dòng khí chuyển động ở chế độ ngưỡng âm quanh mô hình vật thể hình trụ tròn có gắn ống phản lực ở đế. Đường kính ban đầu của dòng khí này là  $\phi = 200$  mm. Đường kính đế và đường kính đầu ra của ống phản lực được cố định lần lượt là  $D = 70$  mm và  $d = 30$  mm. Chiều dài trôi của ống phản lực so với mặt đế  $l$  có thể thay đổi từ 10 mm đến 86 mm, tương ứng với tỉ số hình học  $l/D$  dao động từ 0.15 đến 1.22. Dòng chuyển động bên trong và bên ngoài ống phản lực được cung cấp khí lạnh. Số Mach của dòng bên ngoài phụ thuộc vào tỉ số  $P_j/P_a$  giữa áp suất dừng  $P_j$  trong khoang ổn định của hầm gió và áp suất khí quyển. Thiết kế của hầm gió cho phép tỉ số này có thể đạt tới  $M_\infty = 0.8$  tương ứng với vận tốc là 260 m/s. Tỉ số  $NPR = P_j/P_a$  giữa áp suất dừng trong ống phản lực  $P_j$  và áp suất khí quyển có thể đạt đến giá trị 140.



Hình 1: Sơ đồ nguyên lý của thiết bị thí nghiệm tiết diện mở

Để tiến hành đo phân bố áp suất và thành phần biến thiên áp suất, chúng ta sử dụng những cảm biến áp suất siêu nhỏ Kulite (XCQ-062-25A) có đường kính bằng 1.6 mm. Đó là những cảm biến đo giá trị tuyệt đối, có giới hạn đo là 25 psi (gần bằng  $1.7 \cdot 10^5$  Pascals), độ chính xác là 0.1% của giới hạn đo. Sơ đồ bố trí cảm biến được mô tả trên hình 2. Chúng ta có 8 cảm biến gắn cách đều nhau ( $\Delta\theta = 45^\circ$ ) trên mặt đế tại vị trí có bán kính  $r = 25$  mm. Về phía ống phản lực, các cảm biến được cố định vị trí so với đầu ra : vòng 8 cảm biến cách đều nhau trên bề mặt ngoài và vòng 8 cảm biến bố trí một cách tương tự trên bề mặt trong, khoảng cách so với đầu ra là 8.85 mm. Các cảm biến trên mặt đế và ở bề mặt ngoài có vị trí góc giống nhau, trong khi đó do hạn chế về kích thước của ống phản lực, các cảm biến trong và ngoài không thể ở cùng vị trí góc, chúng nằm xen kẽ nhau và cách nhau là ( $\Delta\theta = 22.5^\circ$ ).



Hình 2 : Sơ đồ bố trí cảm biến áp suất trên mô hình : (1) – 8 cảm biến gắn trên mặt đế, (2) – 8 cảm biến trên mặt ngoài, (3) - 8 cảm biến ở mặt trong ống phản lực

Tín hiệu liên tục phát ra từ cảm biến đi qua bộ phận tiếp nhận tín hiệu bao gồm bộ lọc thông thấp với tần số cắt là  $f_c = 8$  kHz, bộ khuếch đại và card số hóa 12 bit có khả năng tiếp nhận  $1.25 \times 10^6$  giá trị trong 1 giây. Thời gian lấy mẫu là 10 giây với tần số lấy mẫu là  $f_s = 30$  kHz, quãng tần số này có thể vừa đủ để ghi nhận tần số đặc trưng của các hiện tượng bất ổn định cần quan sát. Do vậy, số lượng điểm tiếp nhận cho mỗi kênh cảm biến là 300 000. Mỗi thí nghiệm được tiến hành trong điều kiện ổn định về áp suất điểm dừng  $P_i$ , nhiệt độ điểm dừng  $T_i$  trong

khoảng ổn định của hàm gió và áp suất điểm dừng  $P_j$ , nhiệt độ điểm dừng  $T_j$  trong ống phản lực. Các giá trị này được lưu trữ cho mỗi thí nghiệm thông qua các cảm biến áp suất và nhiệt độ lắp đặt trong các phần tương ứng.

### 3. KẾT QUẢ

Tính chất của trường áp suất trung bình được xem xét thông qua hệ số áp suất tĩnh  $C_p$  và hệ số biến thiên áp suất  $C_{prms}$  được định nghĩa theo các công thức dưới đây, với  $P_a$  là áp suất quy chiếu :

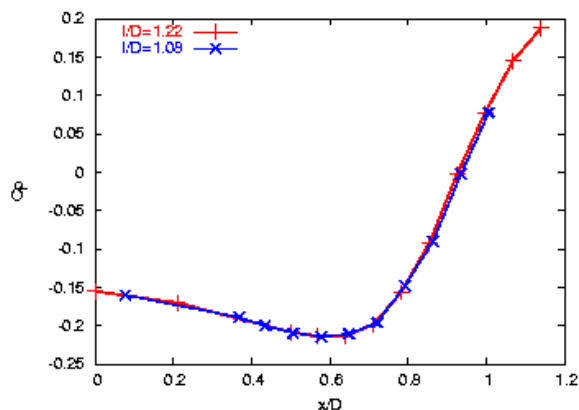
$$C_p = \frac{P - P_a}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{P - P_a}{\frac{1}{2} \gamma P_a M_\infty^2}$$

$$C_{prms} = \frac{P - \bar{P}}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{P'}{\frac{1}{2} \gamma P_a M_\infty^2}$$

#### 3.1 Phân bố áp suất bề mặt ngoài

##### 3.1.1 Ảnh hưởng của đặc tính hình học l/D

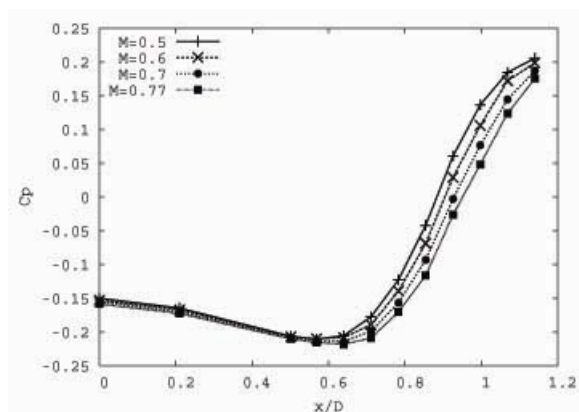
Phân bố áp suất mặt ngoài dọc theo chiều dài ống phản lực được biểu diễn trên hình 3 cho hai trường hợp chiều dài trôi  $l/D = 1.08$  và  $1.22$  trong điều kiện số Mach của dòng chuyển động ngoài là  $M_\infty = 0.77$ . Hệ số áp suất tĩnh  $C_p$  giảm nhẹ từ vị trí mặt đế ( $x/D=0$ ) cho đến vị trí  $l/D=0.6$ , sau đó áp suất bắt đầu gia tăng đáng kể với độ biến thiên tương đối cao để đạt giá trị tối đa tại gần đầu ra của ống phản lực. Quá trình gia tăng này tương ứng với sự tiếp cận của lớp biên (đã tách rời ở đế) với bề mặt rỗng. Các thí nghiệm hiển thị dòng cũng cho thấy, đối với hai trường hợp tỉ số  $l/D$  lớn nhất được xem xét ở đây, dòng chuyển động bên ngoài (đã tách rời ở đế) lại tiếp xúc trở lại với bề mặt rỗng nhờ chiều dài trôi của ống phản lực đủ lớn. Phân bố áp suất tĩnh trên hình 3 cũng cho thấy, hệ số  $C_p$  là tương tự nhau cho hai trường hợp. Chúng ta có thể nhận xét rằng một khi có sự tiếp xúc trở lại của lớp biên trên bề mặt rỗng, phân bố áp suất dọc theo ống phản lực, lúc này đang được bao quanh bởi vùng xoáy kín tạo ra bởi hiện tượng tách rời lớp biên ở đế và sự tiếp xúc trở lại của lớp biên trên bề mặt rỗng, không phụ thuộc vào tỉ số hình học  $l/D$ . Nói cách khác áp suất dọc theo ống phản lực ít bị tác động bởi các hiện tượng bất ổn định xảy ra phía sau trong vùng hậu lưu, nhờ vậy phân bố áp suất tĩnh được bảo toàn.



Hình 3 : Phân bố áp suất trên bề mặt ngoài của ống phản lực trong điều kiện không có dòng phản lực trên âm :  $M = 0.77$

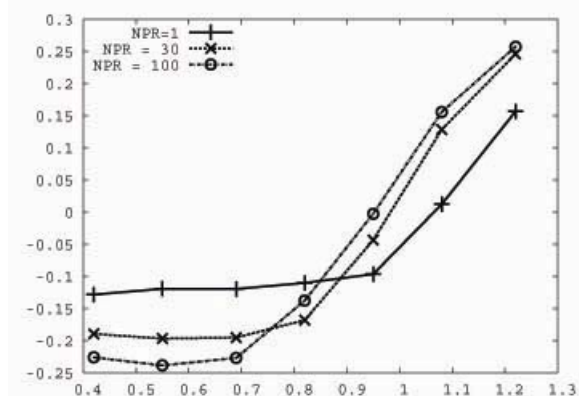
### 3.1.2 Ảnh hưởng của số Mach

Thí nghiệm đo áp suất tĩnh dọc theo chiều dài bên ngoài của ống phản lực được lặp lại cho trường hợp  $l/D = 1.22$  với sự thay đổi của số Mach, được biểu diễn trên hình 4. Khuynh hướng biến đổi của hệ số  $C_p$  cũng tương tự như đã được quan sát trên hình 3. Hệ số áp suất tĩnh  $C_p$  không thay đổi theo số Mach cho đến giá trị hoành độ  $x/D = 0.6$ . Sự biến thiên của số Mach ảnh hưởng trực tiếp đến quá trình tiếp cận của lớp biên đến bề mặt rắn. Khi số Mach gia tăng, hệ số áp suất tĩnh giảm tương ứng với sự dịch chuyển về phía sau của điểm tiếp xúc giữa lớp biên (đã tách rời) và bề mặt rắn. Điều này cũng đã được kiểm chứng thông qua các thí nghiệm quan sát định tính vị trí của điểm tiếp xúc bằng phương pháp hỗn hợp bụi than và dầu nhớt.



Hình 4 : Phân bố áp suất trên bề mặt ngoài của ống phản lực theo thay đổi số Mach :  $l/D = 1.22$

### 3.1.3 Ảnh hưởng của tỉ số áp suất trong ống phản lực $P_j/P_a$



Hình 5 : Phân bố áp suất trên bề mặt ngoài của ống phản lực theo thay đổi tỉ số NPR,  $M = 0.77$

Sự biến thiên áp suất trên bề mặt phụ thuộc vào tỉ số áp suất NPR trong ống phản lực. Chúng ta sẽ khảo sát trong ba trường hợp : không có dòng phản lực  $NPR = 1$ , dòng phản lực ở chế độ tách rời lớp biên  $NPR = 30$  và sau cùng là chế độ chuyển động toàn diện «full-flowing»  $NPR = 100$ . Hệ số áp suất biểu diễn trên hình 5 là áp suất tĩnh tại vị trí cảm biến trên mặt ngoài theo hàm số của  $l/D$ , nghĩa là hoành độ  $x/D$  thay đổi tuyến tính theo tỉ số  $l/D$ . Chúng ta có thể nhận ra hai khuynh hướng ảnh hưởng trái ngược nhau của tỉ số áp suất NPR. Khi giá trị  $l/D$  nhỏ, dòng phản lực với vận tốc trên âm rất lớn ( $M \approx 4-5$ ) có tác dụng trực tiếp đến vùng xoáy sau mặt đế : đó là tác dụng lôi kéo, hút theo các phân tử trong vùng xoáy chuyển động về phía sau, vì vậy áp suất giảm. So sánh với trường hợp không có dòng phản lực, tỉ số áp suất NPR càng lớn, áp suất tĩnh càng giảm. Ngược lại với  $l/D > 0.85$ , nghĩa là ống phản lực tương đối dài, tỉ số NPR càng lớn thì áp suất càng tăng. Điều này có thể giải thích qua ảnh hưởng của tỉ số áp suất NPR đến quá trình tiếp cận của lớp biên đến bề mặt rắn : NPR càng lớn, lớp biên càng dễ dàng tiếp xúc với bề mặt rắn càng sớm, nghĩa là điểm tiếp xúc dịch chuyển về phía mặt đế.

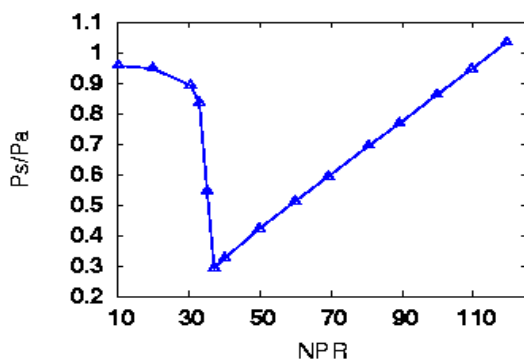
### 3.2 Phân bố áp suất bên trong ống phản lực

Ống phản lực sử dụng trong thí nghiệm này thuộc loại TIC (Truncated Ideal Contour), là loại có biên dạng lý tưởng được xác định trên tính toán lý thuyết từ phương pháp đường đặc trưng. Tỉ số giữa tiết diện cổ và tiết diện đầu ra là 18, số Mach trung bình ở đầu ra vì vậy là 4.6. Do kích thước mô hình rất hạn chế, việc bố trí nhiều cảm biến mặt trong dọc theo chiều dài của

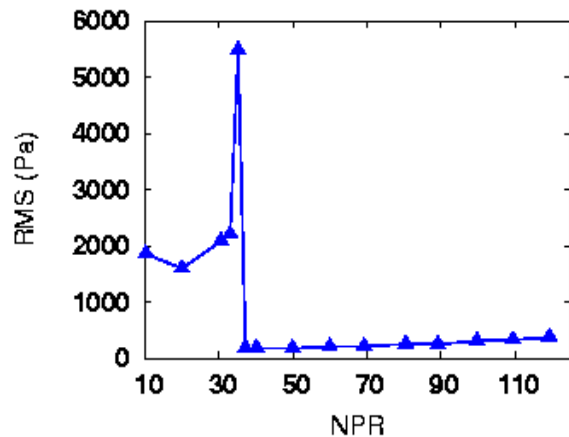
ống phản lực rất khó thực hiện. Thí nghiệm này cho phép theo dõi biến thiên áp suất tĩnh trên bề mặt trong ống tại một vị trí trong ống, khi  $l/D$  tăng, hoành độ  $x/D$  của điểm này cũng gia tăng tuyến tính nhưng luôn cách đầu ra của ống một khoảng cách cố định là 8.85 mm. Để khảo sát ảnh hưởng của dòng chuyển động bên ngoài và đặc tính hình học đến phân bố áp suất trong ống, trước tiên ta cần xem xét đặc tính của ống phản lực trong điều kiện riêng biệt.

### 3.2.1 Trường hợp không có dòng bên ngoài

Hình 6 và 7 trình bày sự biến thiên áp suất tĩnh và thành phần biến thiên áp suất (RMS) tại vị trí cảm biến trong ống phản lực khi tỉ số áp suất trong ống NPR gia tăng một cách liên tục từ 10 (chế độ tách rời lớp biên) cho đến 110 (chế độ « full-flowing » lớp biên áp sát). Khi NPR tăng dần từ 10 đến 30, cảm biến nằm trong vùng lớp biên tách rời, áp suất tĩnh  $P_s/P_a$  giảm dần từ giá trị ban đầu gần bằng 1, trong khi đó giá trị RMS bắt đầu gia tăng. Sự gia tăng này liên quan đến vị trí mà lớp biên tách rời khỏi bề mặt và vị trí của cảm biến. Khi NPR tăng, điểm tách rời lớp biên dịch chuyển dần về phía đầu ra. Khi điểm tách rời càng tiến lại gần cảm biến thì áp suất càng giảm và mức độ dao động áp suất (RMS) càng cao. Khi  $NPR \approx 32$ , lớp biên tách rời bề mặt ngay tại vị trí cảm biến, áp suất tĩnh đạt giá trị tối thiểu và mức độ biến thiên áp suất tăng đột ngột từ 2200 Pa đến giá trị cực đại khoảng 5500 Pa. Khi NPR tiếp tục tăng, vị trí tách rời lớp biên di chuyển về phía sau, cảm biến lúc này nằm trong vùng trên âm của lớp biên áp sát, áp suất tĩnh gia tăng tuyến tính theo NPR, mức độ biến thiên áp suất RMS duy trì ở một giá trị hằng số gần như không đáng kể và không còn phụ thuộc vào NPR.



Hình 6 : Phân bố áp suất tĩnh tại vị trí cảm biến trong ống phản lực theo thay đổi của tỉ số NPR

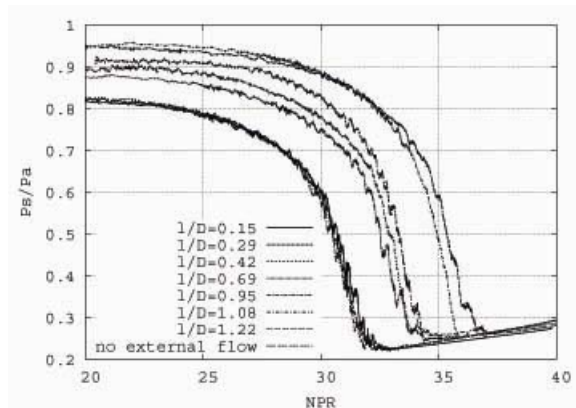


Hình 7 : Phân bố RMS tại vị trí cảm biến trong ống phản lực theo thay đổi của tỉ số NPR

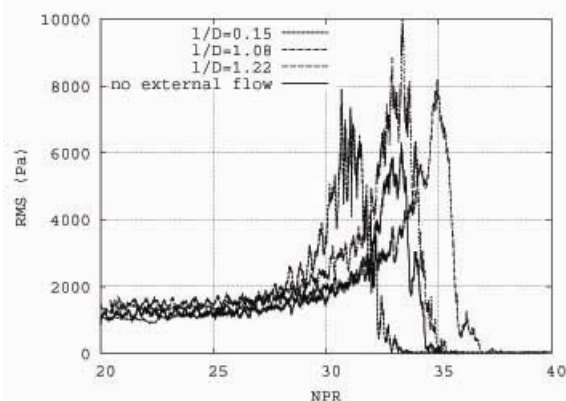
### 3.2.2 Trường hợp có dòng bên ngoài

Với sự hiện diện của dòng chuyển động bên ngoài, tùy theo giá trị của  $l/D$ , áp suất tại đầu ra của ống phản lực có thể thấp hơn áp suất khí quyển nếu được bao quanh bởi vùng xoáy do tách rời lớp biên ở chế độ ( $l/D$  nhỏ). Sự thay đổi áp suất tại đầu ra sẽ làm thay đổi tỉ số áp suất NPR thực tế trong ống phản lực, dẫn đến thay đổi dòng trung bình trong ống. Phân bố áp suất trong ống tại vị trí cảm biến khi tỉ số NPR hiệu dụng ( $NPR = P_j/P_a$ ) tăng dần từ 20 đến 40 được biểu diễn trên hình 6 và hình 7 cho nhiều trường hợp  $l/D$ . Nhìn chung, đường cong biến thiên của áp suất tĩnh và giá trị RMS tương tự như trong trường hợp không có dòng chuyển động bên ngoài. Tuy nhiên, khi chiều dài trôi  $l/D$  thay đổi, các đường đặc trưng hơi lệch nhau. Sự lệch nhau này xuất phát từ sự chênh lệch áp suất tại đầu ra của ống phản lực. Ví dụ như, áp suất tại đầu ra cho trường hợp  $l/D=0.95$  và  $1.08$  là cao nhất so với các trường hợp còn lại, áp suất dòng  $P_j$  cần thiết trong ống phản lực để điểm tách rời lớp biên trùng với vị trí cảm biến phải cao hơn. Khi vẽ theo tỉ số NPR hiệu dụng, áp suất tĩnh tối thiểu và mức độ RMS tối đa đạt được cho hai trường hợp này là  $NPR_n = 36$ . Mặt khác, ta có thể nhận xét, ở  $M = 0.8$ , trường hợp  $l/D=1.22$  có mức độ RMS cao nhất ( $\approx 10000$  Pa), gần gấp đôi giá trị của trường hợp không có dòng bên ngoài.





Hình 8 : Phân bố áp suất tĩnh tại vị trí cảm biến trong ống phản lực theo thay đổi của tỉ số NPR, với  $M_\infty=0.8$  cho nhiều trường hợp  $L/D$



Hình 9 : Phân bố RMS tại vị trí cảm biến trong ống phản lực theo thay đổi của tỉ số NPR, với  $M_\infty=0.8$  cho nhiều trường hợp  $L/D$

#### 4. KẾT LUẬN

Việc khảo sát tính chất trung bình của phân bố áp suất là điều kiện cần thiết để cung cấp thông tin về trạng thái của dòng chuyển động, dựa vào đó để phân tích các hiện tượng bất ổn định vốn là vấn đề cơ bản và rất phức tạp cần được tìm hiểu. Các thí nghiệm thực hiện cũng cho phép ta có thể phân tích các hiện tượng bất ổn định thông qua phân tích phổ của thành phần biến thiên áp suất. Từ đó ta có thể xác định tần số đặc trưng và đặc tính của các hiện tượng bất ổn định tác động ở khu vực hậu lưu chân đế. Một cách khái quát, tồn tại ít nhất ba hiện tượng tiêu biểu xảy ra ở khu vực này. Đầu tiên là hiện tượng va đập của khu vực xoáy vào mặt đế (flapping) xảy ra trên dải tần thấp. Thứ hai là sự hình thành các cấu trúc tương đối lặp lại trong vùng hậu lưu do

sự hội tụ của các lớp biên trên trục đối xứng (cho trường hợp  $L/D$  nhỏ) đặc trưng bởi một gach rất rõ nét trong phổ tại tần số tương ứng với số Strouhal, định nghĩa bởi  $St_D = \frac{f D}{U_\infty}$ ,

$St_D \approx 0.2$ . Cuối cùng là một hiện tượng cục bộ liên quan đến tương tác rắn lỏng nghĩa là lớp biên tiếp xúc với bề mặt rắn, xảy ra tại dải tần cao quanh  $St_D \approx 0.6-0.7$ . Việc khảo sát đặc tính của dòng trung bình dưới ảnh hưởng của các biến số cơ bản cho biết đặc trưng của dòng chuyển động quanh đế, cụ thể là vị trí của điểm tiếp xúc của lớp biên sau khi đã tách rời ở đế. Tùy theo giá trị của các thông số cơ bản, điểm tiếp xúc có thể ở trên bề mặt rắn hoặc ở trên trục đối xứng trong miền lưu chất. Dòng chuyển động trên thực tế ở trạng thái không ổn định, cho nên điểm tiếp xúc cũng dao động xung quanh một vị trí trung bình. Đặc trưng của điểm tiếp xúc này cũng chính là mấu chốt của vấn đề bất ổn định khí động học.

#### TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. LE THI HONG HIEU *Etude expérimentale du couplage entre l'écoulement transsonique d'arrière-corps et les charges latérales dans les tuyères propulsives*, Ph.D thesis, ENSMA, Université de Poitiers, 7/2005
2. DEPRES D. *Analyse physique et modélisation des instationnarités dans les écoulements d'arrière-corps transsoniques*, Ph.D thesis, Université de la Méditerranée Aix-Marseille II, 10/2003