

HỆ TỌA ĐỘ QUÁN TÍNH, HỆ TỌA ĐỘ DẪN ĐƯỜNG VÀ TÁC ĐỘNG QUAY CỦA TRÁI ĐẤT ĐẾN VẬN TỐC VÀ QUỹ ĐẠO CỦA VẬT THỂ BAY VŨ TRỤ PHÓNG TỪ MẶT ĐẤT

Nguyễn Quang Hùng, Nguyễn Trung Kiên, Trần Ngọc Bình, Vũ Quốc Huy*

Tóm tắt: Báo cáo trình bày khái niệm mới nhất về các hệ tọa độ chuẩn (hệ tọa độ quán tính, hệ tọa độ dẫn đường) và một số đề xuất liên quan có thể được sử dụng để xác định các tham số dẫn đường của các vật thể bay vũ trụ phóng từ Trái Đất, sau đó phân tích ảnh hưởng của sự quay của Trái đất đến vận tốc và quỹ đạo của vật thể bay được phóng vào Vũ trụ. Báo cáo cũng đề cập đến các sự kiện gần đây trong nghiên cứu vũ trụ: Hệ tọa độ tham chiếu thiên thể quốc tế phiên bản mới nhất ICRF3 và sự kiện Trung Quốc phóng vệ tinh Hằng Nga 4 hạ cánh thành công xuống bề mặt nửa khuất của Mặt Trăng.

Từ khóa: Hệ tọa độ quán tính; Hệ tọa độ dẫn đường; Lực hấp dẫn; Tâm khối; CRF; HEF; ECI; ECEF.

1. MỞ ĐẦU

Khi một vật thể bay vũ trụ được phóng vào không gian (từ đây sẽ viết tắt là VTB với nghĩa là khi ở trên bề và khi vừa phóng khỏi mặt đất thì VTB là hệ thống bao gồm cả tên lửa đẩy, khi đã tách khỏi tên lửa đẩy thì VTB chính là vệ tinh hay tàu vũ trụ), điều ta quan tâm là nó sẽ chuyển động như thế nào trong vũ trụ, ví dụ như vị trí tức thời, quỹ đạo và quãng đường mà vật thể đi được. Các tham số trên đều có thể tính được thông qua véc tơ vận tốc tức thời $\vec{v}(t)$ của vật thể, trên cơ sở một hệ tọa độ dẫn đường (TĐDD) đã được xác định trước. Gọi $\vec{r}(t)$ là véc tơ vị trí của vật thể trong hệ TĐDD - véc tơ nối điểm gốc tọa độ với tâm khối của vật thể bay. Vị trí của vật thể tại thời điểm t bất kỳ được xác định bằng công thức:

$$\vec{r}(t) = \vec{r}_0 + \int_{t_0}^t \vec{v}(t) dt \quad (1)$$

$$\text{với: } \vec{v}(t) = \vec{v}_0 + \int_{t_0}^t \vec{a}(t) dt \quad (2)$$

Trong đó \vec{r}_0 , \vec{v}_0 , $\vec{r}(t)$, $\vec{v}(t)$ là các véc tơ hình học của vị trí và vận tốc vật thể trong hệ TĐDD tại thời điểm phóng t_0 và thời điểm t ; $\vec{a}(t)$ là gia tốc tức thời của vật thể.

Như vậy, để tính được vị trí của vật thể ta phải tính được $\vec{v}(t)$ và xác định được \vec{r}_0 . Để tính được véc tơ vận tốc $\vec{v}(t)$, theo (2) phải tính được vận tốc ban đầu \vec{v}_0 và gia tốc $\vec{a}(t)$. Vận tốc ban đầu \vec{v}_0 và vị trí ban đầu \vec{r}_0 phụ thuộc vào thời điểm phóng tên lửa (mang vật thể bay vũ trụ), gia tốc $\vec{a}(t)$ được tính từ phương trình động lực học viết cho VTB, phương trình này được viết trong hệ tọa độ quán tính (TĐQT). Việc tính gia tốc VTB trong không gian vũ trụ theo phương trình động lực học là rất phức tạp, nó đòi hỏi các kiến thức chuyên sâu về thiên văn và vũ trụ học. Trong phạm vi báo cáo này các tác giả chỉ tập trung vào phương pháp xác định các hệ tọa độ; xác định các véc tơ \vec{r}_0 và \vec{v}_0 , xem xét độ lớn và hướng của chúng ảnh hưởng thế nào đến quá trình VTB thoát khỏi lực hút của Trái Đất để bay

vào Vũ trụ. Đồng thời cũng sẽ đề cập một cách định tính đến các kỹ thuật lợi dụng lực hấp dẫn của các hành tinh để điều chỉnh quỹ đạo VTB trong Vũ trụ.

2. HỆ TỌA ĐỘ QUÁN TÍNH VÀ HỆ TỌA ĐỘ DẪN ĐƯỜNG

Như phần mở đầu đã đề cập, để viết được **phương trình chuyển động cần có hệ TDDĐ và phương trình động lực học cần có hệ TĐQT**, do đó cần thiết phải định nghĩa các hệ tọa độ này. Trong vũ trụ các vật thể đều chuyển động tương đối với nhau, bởi thế hai hệ tọa độ nói trên cũng được định nghĩa có tính chất địa phương, tức là gắn với một hệ thống thiên thể nào đó; ví dụ hệ TĐQT Trái Đất là cố định đối với trường hấp dẫn Trái Đất, hệ TĐQT Mặt Trời cố định trong hệ Mặt Trời so với các hành tinh của nó.

2.1. Hệ tọa độ quy chiếu quán tính và hệ tọa độ tham chiếu thiên thể quốc tế

Hệ quy chiếu quán tính (Inertial Reference Frame - IRF) được định nghĩa là hệ quy chiếu trong đó không xuất hiện lực quán tính; đó là một hệ tọa độ, dựa vào đó vị trí của mọi điểm trên các vật thể và vị trí của các vật thể khác được xác định, đồng thời có một đồng hồ đo thời gian để xác định thời điểm của các sự kiện [1, 2]. Từ định nghĩa này rút ra được hệ quả: Một hệ tọa độ quán tính là hệ tọa độ đứng yên hoặc chuyển động thẳng đều (không có gia tốc) so với một hệ tọa độ quán tính khác - Nói cách khác, nếu một hệ tọa độ quán tính chuyển động thì các trục của nó phải không được đổi hướng (luôn luôn song song với chính nó) và gốc của nó phải không có gia tốc.

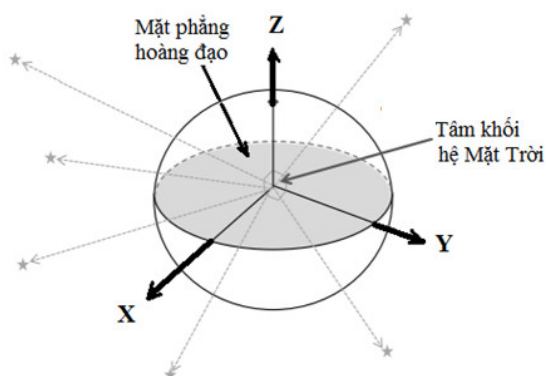
Trong thực tế hầu như không có một hệ quy chiếu nào gắn với các vật thể là hệ quy chiếu quán tính hoàn toàn, do mọi vật thể đều chuyển động có gia tốc so với nhau. (Như phần sau ta sẽ thấy, hệ quy chiếu gắn với Trái Đất (ECI) cũng không phải là hệ quy chiếu quán tính thực sự).

Hệ quy chiếu quán tính trong hệ Mặt Trời: Liên minh Thiên văn Quốc tế (International Astronomical Union - IAU) đã thống nhất định nghĩa hệ quy chiếu quán tính gắn với hệ Mặt Trời và gọi là **Hệ tọa độ tham chiếu thiên thể quốc tế ICRF (International Celestial Reference Frame)**, đó là một hệ tọa độ hiện thực của hệ thống tham chiếu thiên thể quốc tế (ICRS) [2, 3]. ICRF hiện là khung tham chiếu tiêu chuẩn được sử dụng để xác định vị trí của các hành tinh (bao gồm Trái Đất) và các vật thể thiên văn khác. ICRF có gốc tọa độ là tâm khối của hệ Mặt Trời, có trục Z được xác định bởi các vị trí đo được của các nguồn ngoài vũ trụ (chủ yếu là các quasar) được quan sát bằng giao thoa kế đường cơ sở rất dài; hai trục X và Y vuông góc với trục Z và vuông góc với nhau làm thành một tam diện thuận; mặt phẳng qua gốc tọa độ chứa hai trục X,Y là mặt phẳng Hoàng đạo (Ecliptic Plane), **mặt phẳng Hoàng đạo cũng chính là mặt phẳng chứa đường quỹ đạo quay của Trái Đất quanh Mặt Trời** (xem các hình 2, hình 5 ở phần sau) và cũng chính là đường quỹ đạo chuyển động biểu kiến của Mặt Trời trên bầu trời nếu nhìn từ Trái Đất.

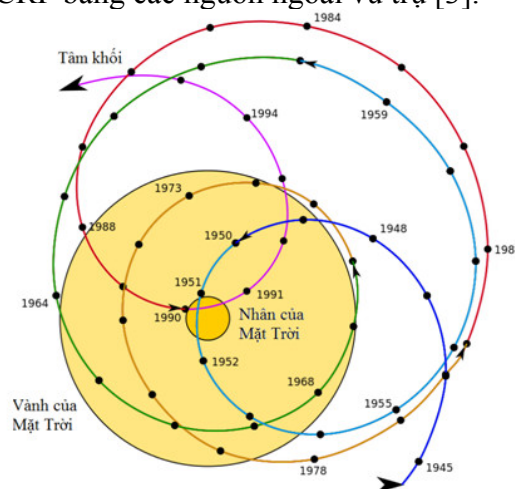
IAU đã 3 lần hiệu chỉnh và thông qua hệ ICRF [2], tạo ra 3 phiên bản ICRF1, ICRF2 và ICRF3. Trong đó ICRF1 được thông qua vào ngày 01/01/1998 trên cơ sở tham khảo 212 nguồn xác định và 396 nguồn không xác định. ICRF1 có độ ổn định trục vào khoảng $20 \mu as$ ($1 \mu as = 4,8481368 \cdot 10^{-12} rad$, tức là vào khoảng 5 phần tỷ của li giác). Hệ ICRF2 được cập nhật năm 2009 trên cơ sở 3414 nguồn

tham chiếu được đo bằng phương pháp giao thoa kế đường cơ sở rất dài. ICRF2 có độ ổn định trực là $10\mu\text{as}$. ICRF3 là phiên bản sửa đổi lớn thứ ba của ICRF và được IAU thông qua vào 8/2018, có hiệu lực từ ngày 01/01/2019. Mô hình này kết hợp hiệu ứng tăng tốc thiên hà của hệ Mặt Trời, một tính năng mới bao trùm và vượt trội so với ICRF2; nó chứa các vị trí cho 4536 nguồn tham chiếu ngoài vũ trụ.

Như vậy, để xác định được hệ ICRF ta phải xác định được tâm khối của hệ Mặt Trời, một điểm được cho là cố định trong hệ này, nhưng chỉ là cố định ngắn hạn. Hình 2 thể hiện quỹ đạo di chuyển của tâm khối hệ Mặt Trời từ năm 1945 đến năm 1995 [4]. Hình 1 minh họa việc xác định ICRF bằng các nguồn ngoài vũ trụ [3].

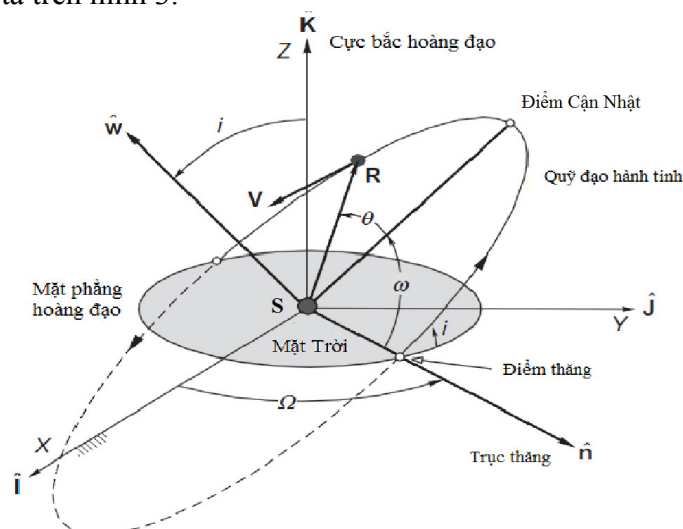


Hình 1. Hiệu chuẩn khung ICRF bằng các nguồn ngoài vũ trụ.



Hình 2. Quỹ đạo di chuyển của tâm khối hệ Mặt Trời.

Trong hệ tọa độ quán tính ICRF đã được định nghĩa như trên (với hướng của trục X chưa được xác định, nó sẽ được xác định vào lúc chọn điểm thời gian $t=0$), ta có thể viết được phương trình động lực học cho tất cả các vật thể bay trong Vũ trụ với độ chính xác cần thiết. Khi dời gốc tọa độ của ICRF về tâm của Mặt Trời ta có hệ tọa độ Hoàng đạo tâm Mặt Trời HEF (Heliocentric Ecliptic Frame), ký hiệu là $SXYZ$ như mô tả trên hình 3.

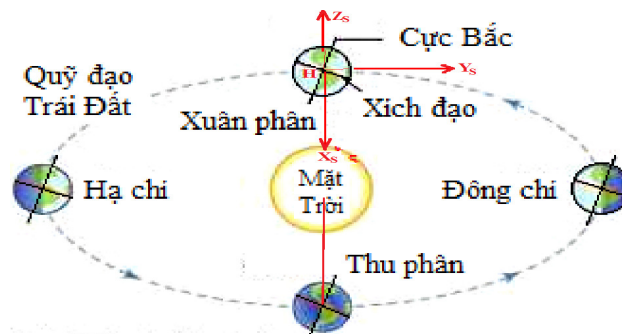


Hình 3. Hệ toa đô quán tính hoàng đạo tâm Mặt Trời HEF (SXYZ).

(Trên hình 3 còn biểu thị cả dạng quỹ đạo hành tinh của Sao Thủy với độ nghiêng quỹ đạo $i \approx 7^\circ$ về bên trái [3]). HEF có thể coi là hệ TĐQT để mô tả các VTĐ gần Mặt Trời.

2.2. Đề xuất hệ tọa độ dẫn đường trong hệ Mặt Trời (Hệ TĐĐĐ Mặt Trời)

Hệ TĐĐĐ (Navigation Coordinate System) là cơ sở để mô tả chuyển động của các VTĐ so với Mặt Trời, do đó lấy hệ HEF có điểm gốc là tâm Mặt Trời làm hệ TĐĐĐ là phù hợp nhất. Tuy nhiên, hệ này có thể coi là “khó tiếp cận”, mặt khác tâm Mặt Trời cũng di chuyển quanh tâm khối của hệ nên cũng không cố định, vì vậy ta sẽ đi tìm một điểm cố định khác để tịnh tiến hệ $SXYZ$ về đó làm hệ TĐĐĐ và ký hiệu là $HX_S Y_S Z_S$. Quỹ đạo quay quanh Mặt Trời của Trái Đất nằm trong mặt phẳng Hoàng đạo - một đường elip cố định trong không gian Mặt Trời mà trên đó vị trí Trái Đất cũng dễ dàng xác định được theo các mốc thời gian của một năm. Vậy nếu ta chọn được một điểm trên đường quỹ đạo này làm điểm gốc tọa độ H , sao cho có thể chọn hướng của trục HX_S một cách thuận lợi thì ta sẽ có một hệ TĐĐĐ hoàn chỉnh, là một dẫn xuất của hệ ICRF. Hình 4 (vẽ trên cơ sở của [5]) biểu thị quỹ đạo hành tinh của Trái Đất và vị trí của nó tại 4 thời điểm đặc trưng trong một năm: Xuân phân, Hạ chí, Thu phân và Đông chí; trong đó tại hai mốc thời gian: *Thời điểm xuân phân* và *Thời điểm thu phân* thì ngày và đêm trên Trái Đất dài bằng nhau và **mặt phẳng Xích đạo của Trái Đất đi qua tâm của Mặt Trời**, đường thẳng nối tâm của Trái Đất với tâm của Mặt Trời chính là giao tuyến của mặt phẳng Xích đạo và mặt phẳng Hoàng đạo (Xem hình 4 và hình 5-đường VA).



Hình 4. Mô tả chuyển động của Trái đất trên quỹ đạo quay quanh Mặt Trời và hệ tọa độ $HX_S Y_S Z_S$.

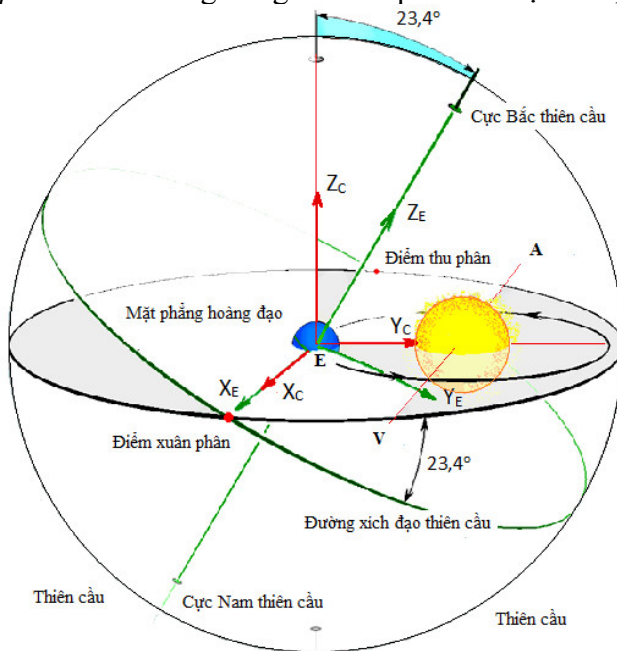
Từ lập luận trên ta có thể chọn hệ TĐĐĐ Mặt Trời $HX_S Y_S Z_S$ như sau: gốc H là tâm Trái Đất vào *Thời điểm xuân phân* của một năm thuộc kỷ nguyên nào đó, trục HZ_S vuông góc với mặt phẳng hoàng đạo và có hướng chỉ lên trên, trục HX_S là giao tuyến của mặt phẳng xích đạo và mặt phẳng hoàng đạo (cũng vào *Thời điểm xuân phân* nói trên) và chỉ về tâm Mặt Trời, trục HY_S vuông góc với hai trục trên và làm thành một tam diện thuận (HY_S chính là tiếp tuyến của quỹ đạo elip tại điểm H). Tiếp theo, mốc thời gian $t=0$ được chọn là *Thời điểm xuân phân* đã chọn ở trên (ví dụ chọn vào năm 2019), các sự kiện xảy ra sau đó được tính từ mốc thời gian này. Người ta có thể tính trước được thời điểm xảy ra Xuân phân với độ chính xác cần thiết, thông thường là chính xác đến phút (ví dụ với năm 2018 là $16^h15'$ ngày 20/3, năm 2019 là $21^h58'$ ngày 20/3, năm 2024 là $03^h07'$ ngày 20/3, v.v...). Với số liệu chính xác đến giây thì sai số về góc khi xác định điểm gốc H sẽ $\approx 2\pi/60.60.24.365$

$\approx 2.10^{-7} rad$, còn nếu tính đến ms thì sai số về góc chỉ còn là $2.10^{-10} rad$. Như vậy là hệ tọa độ $HX_S Y_S Z_S$ là cố định trong không gian vì nó gắn với mốc thời gian $t=0$.

Với hai hệ tọa độ ICRF và $HX_S Y_S Z_S$ như trên, ta đã có thể viết các phương trình chuyển động và động lực học cho các VTB trong hệ Mặt Trời và tính toán được các tham số dẫn đường của chúng.

2.3. Các hệ ECI, ECEF và đề xuất mới cho hệ tọa quán tính Trái Đất

Khi mô tả động lực học của các vật thể trong trường lực hấp dẫn Trái Đất ta sẽ sử dụng hệ tọa độ quán tính Trái Đất. Hệ tọa độ này được ký hiệu là ECI (Earth Centred Inertial). Định nghĩa của ECI có thể tham khảo trong [6] và [7]. Để hiểu rõ được về ECI trước hết ta làm rõ và phân biệt khái niệm *Điểm xuân phân* và *Điểm thu phân*. Trái Đất nghiêng trên quỹ đạo một góc $\varepsilon = 23,4^\circ$ và khi quay xung quanh Mặt Trời thì mặt phẳng xích đạo luôn song song với chính nó. Vì vậy giao tuyến của mặt phẳng Xích đạo và mặt phẳng Hoàng đạo cũng giữ nguyên hướng. Giao tuyến này cắt mặt cầu thiên thể của Trái Đất ở 2 điểm (hình 5), điểm ở phía chiều tiến của Trái Đất gọi là *Điểm xuân phân* và điểm ở phía ngược lại là *Điểm thu phân*. Đường thẳng nối *Điểm xuân phân* với *Điểm thu phân* đi qua tâm Trái Đất và nó có hướng cố định trong không gian (Vào *Thời điểm xuân phân* và *Thời điểm thu phân* thì nó cũng đồng thời đi qua tâm Mặt Trời, đường VA trên hình 5).



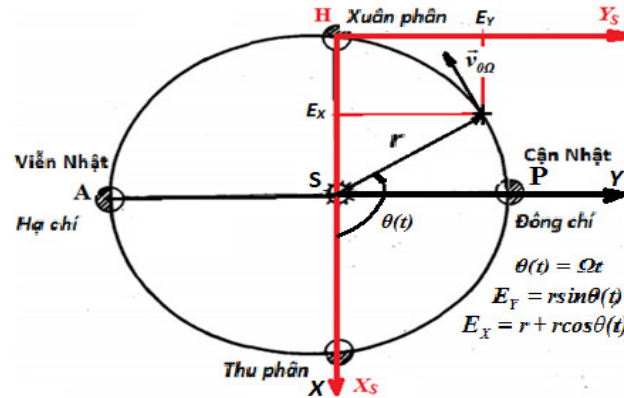
Hình 5. Minh họa về mặt phẳng hoàng đạo, mặt phẳng xích đạo, mặt cầu thiên thể, điểm xuân phân, điểm thu phân, hệ tọa độ ECI. (Trên hình vẽ, Trái Đất ở vị trí vào thời điểm hạ chí).

Hệ tọa độ quán tính Trái Đất ECI được định nghĩa như sau: Gốc tọa độ E là tâm Trái Đất, trục EZ_E là trục quay của Trái Đất, trục EX_E là đường thẳng nối tâm Trái Đất với điểm xuân phân, trục EY_E vuông góc với hai trục trên và làm thành một tam diện thuận (hình 5). Hệ $EX_E Y_E Z_E$ có thể sử dụng làm hệ TĐQT và hệ TDDĐ để mô tả chuyển động của các VTB trong không gian Trái Đất. Như ở mục 2.1 đã đề cập, hệ ECI cũng không phải là hệ TĐQT hoàn toàn vì 2 lý do: thứ nhất, tâm E của nó chuyển động trên quỹ đạo hành tinh hình elip của Trái Đất, đây là chuyển động có gia tốc; thứ hai, tâm E của nó lắc nhẹ quanh tâm khối của hệ Trái Đất - Mặt Trăng với chu kỳ 1 tháng khi Mặt Trăng quay quanh Trái Đất.

Để dẫn đường các VTB so với bề mặt Trái Đất người ta định nghĩa hệ tọa độ cố định tâm Trái Đất **ECEF (Earth Centerd Earth Fixed Frame)** [6], ta ký hiệu là $EX_FY_FZ_F$. Hệ này gắn với bề mặt Trái Đất và quay theo Trái Đất quanh trục của nó, về định nghĩa, chỉ khác với hệ ECF là trục EX_F của nó chỉ về kinh tuyến 0 - kinh tuyến Greenwich (Xem hình 7 và hình 9 ở mục 3).

Với mục đích mô tả được chuyển động của VTB trong hệ TĐDD Mặt Trời ($HX_SY_SZ_S$) cả khi VTB nằm trên bề mặt Trái Đất và khi VTB rời khỏi đó, ngoài hệ tọa độ $EX_EY_EZ_E$, các tác giả báo cáo này đề xuất thêm một hệ tọa độ ECI nữa, đó là hệ $EX_CY_CZ_C$ trên hình 5, nó chính là hệ $HX_SY_SZ_S$ tịnh tiến về tâm Trái Đất, đó cũng chính là hệ $EX_EY_EZ_E$ quay đi một góc $\varepsilon = 23,4^\circ$ quanh trục EX_E . Chuyển đổi từ hệ tọa độ hệ $EX_EY_EZ_E$ sang hệ tọa độ $EX_CY_CZ_C$ bằng phép quay quanh trục EX_E với ma trận thuận nhất $\mathbf{R}(X\varepsilon)$ và từ hệ tọa độ $EX_CY_CZ_C$ sang hệ tọa độ $HX_SY_SZ_S$ bằng phép tịnh tiến theo hai trục HX_S và HY_S theo các khoảng cách lần lượt là E_X và E_Y với ma trận thuận nhất $\mathbf{T}(E_X, E_Y)$, trong đó E_X và E_Y lần lượt là tọa độ của tâm Trái Đất trong mặt phẳng $HX_SY_SZ_S$ (Hình 6). Từ đó suy ra chuyển đổi từ hệ tọa độ $EX_EY_EZ_E$ sang hệ tọa độ $HX_SY_SZ_S$ bằng ma trận thuận nhất $\mathbf{RT}(X\varepsilon, Txy) = \mathbf{R}(X\varepsilon)\mathbf{T}(X\varepsilon, Txy)$. Tức là mối quan hệ giữa hai hệ tọa độ như sau:

$$\begin{bmatrix} X_H \\ Y_H \\ Z_H \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & E_X \\ 0 & \cos \varepsilon & \sin \varepsilon & E_Y \\ 0 & -\sin \varepsilon & \cos \varepsilon & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$



Hình 6. Tọa độ của tâm Trái Đất và véc tơ vận tốc trên quỹ đạo hành tinh của Trái Đất trong mặt phẳng $HX_SY_SZ_S$.

Trong đó $[X_E \ Y_E \ Z_E \ 1]^T$ và $[X_H \ Y_H \ Z_H \ 1]^T$ lần lượt là các véc tơ tọa độ thuận nhất của vị trí VTB trong hai hệ tọa độ nêu trên.

3. ẢNH HƯỞNG CỦA THỜI GIAN PHÓNG VÀ VỊ TRÍ PHÓNG ĐẾN VẬN TỐC VÀ QUỸ ĐẠO VTB

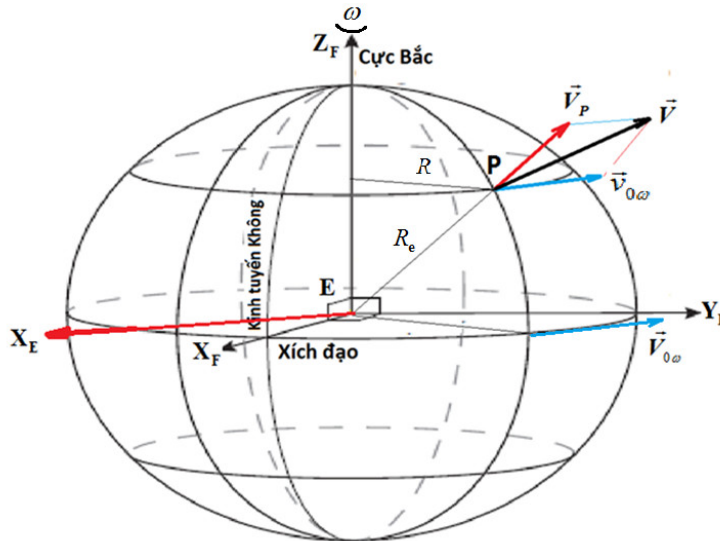
3.1. Chuyển động quay của Trái Đất và vận tốc ban đầu của VTB

Khi đang nằm yên trên mặt đất thì VTB tham gia hai chuyển động: Trong hệ tọa độ $EX_EY_EZ_E$ nó quay cùng Trái Đất quanh trục EZ_E với vận tốc góc $\omega = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$, trong hệ TĐDD Mặt Trời $HX_SY_SZ_S$ nó còn quay quanh tâm Mặt

Trời với vận tốc góc $\Omega=2.10^{-7}rad/s$. Hai chuyển động quay nói trên tạo ra hai thành phần $\vec{v}_{0\omega}$ và $\vec{v}_{0\Omega}$ của vận tốc ban đầu \vec{v}_0 khi VTB rời khỏi mặt đất, chúng sẽ giữ nguyên hướng và độ lớn trong suốt quá trình chuyển động của VTB. Ta sẽ lần lượt xác định 2 thành phần này và xem nó tác động thế nào đến hướng bay và vận tốc của VTB khi rời khỏi Trái Đất cũng như khi tăng tốc để đạt vận tốc vũ trụ cấp 2, vận tốc vũ trụ cấp 3.

Trước hết ta tính vận tốc $\vec{v}_{0\omega}$. Bán kính Trái Đất $R_e = 6378,135km$ nên một điểm nằm trên xích đạo sẽ quay với vận tốc $V_{0\omega}$ $V_{0\omega} \approx 6378,135.7,2921.10^{-5} = 0,465km/s$ (1674 km/h). Tuy nhiên một VTB nằm tại điểm P ở vĩ độ φ sẽ có vận tốc quay $\vec{v}_{0\omega}$ nhỏ hơn. Hình 7 giúp tính được véc tơ vận tốc này:

$$\vec{v}_{0\omega} = \vec{\omega} \times \vec{R}_e \text{ hay } v_{0\omega} = |\vec{v}_{0\omega}| = \omega R_e \sin(\bar{\omega}, \vec{R}_e) = \omega R_e \cos \varphi \quad (4)$$

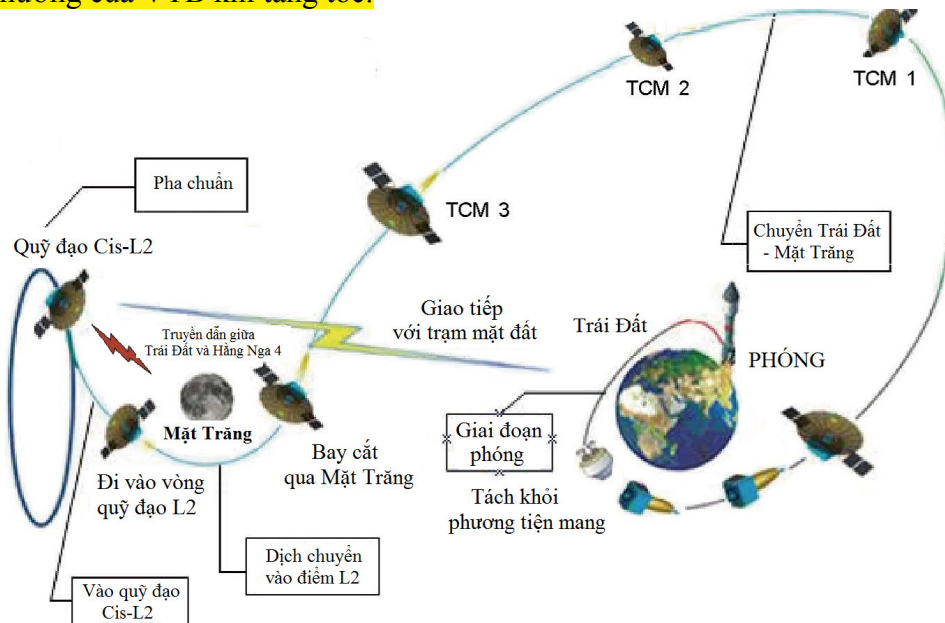


Hình 7. Minh họa hệ trục tọa độ $EX_FY_FZ_F$ (ECEF) và véc tơ vận tốc của VTB khi phóng (P là điểm phóng tại vĩ độ φ , kinh độ λ ; V_P là vận tốc phóng thẳng đứng, V là vận tốc thực của VTB trong hệ tọa độ $EX_EY_EZ_E$).

Véc tơ $\vec{v}_{0\omega}$ có hướng vuông góc với mặt phẳng chứa kinh tuyến đi qua điểm P, tức là có hướng chính Đông. Như vậy là theo (4), càng xa xích đạo thì vận tốc này càng nhỏ và nó triệt tiêu ở hai cực. Hình 7 cũng chỉ ra rằng, mặc dù VTB luôn được phóng thẳng đứng theo hướng \vec{V}_P , nhưng hướng của $\vec{v}_{0\omega}$ làm cho VTB luôn bay theo hướng Đông Bắc (đối với bắc bán cầu) và hướng chính Đông nếu phóng ở xích đạo (hướng của véc tơ \vec{V}).

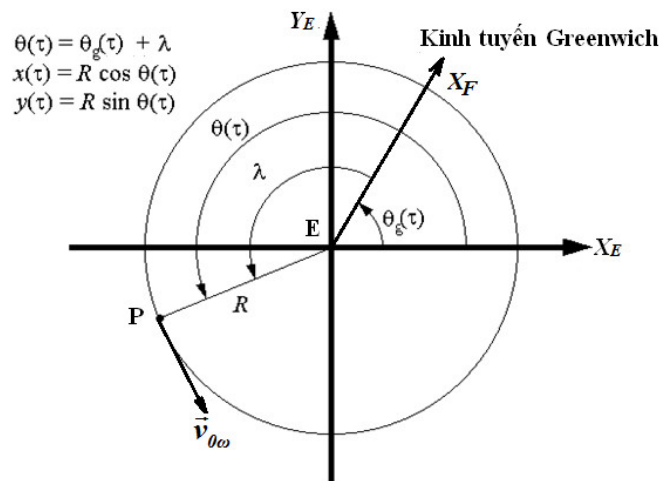
Trên hình 8 có thể thấy vệ tinh cầu Ô Thước (Yanqiao satellite) lúc phóng cũng bay theo hướng đông bắc. (Ngày 21/5/2018 Trung Quốc phóng vệ tinh viễn thông cầu Ô Thước để làm cầu vô tuyến liên lạc giữa Trái Đất và tàu Hằng Nga 4 (Chang'e - 4) đổ bộ lên nửa khuất của Mặt Trăng vào ngày 03/01/2019. Yangqiao bay quanh điểm Lagrange 2 (L2) của hệ hấp dẫn Trái Đất - Mặt Trăng). Vai trò của $\vec{v}_{0\omega}$ cực kỳ quan trọng khi cho VTB tăng tốc đạt vận tốc vũ trụ cấp 2 (vận tốc thoát)

để thoát khỏi lực hút Trái Đất. Ta cần tính toán sao cho hướng của $\vec{v}_{0\omega}$ phải trùng với hướng của VTB khi tăng tốc.



Hình 8. Quỹ đạo bay của vệ tinh viễn thông cầu Ô Thước (Yanqiao satellite) phóng ngày 21/5/2018.

Hình 8 cũng cho thấy hướng của $\vec{v}_{0\omega}$ gần trùng với hướng của véc tơ vận tốc vệ tinh khi đến điểm Viễn Địa của quỹ đạo elip (Vệ tinh mới bay được một nửa quỹ đạo này) và bắt đầu tăng tốc hướng về phía Mặt Trăng



Hình 9. Minh họa xác định hướng của vận tốc $\vec{v}_{0\omega}$ trong hệ tọa độ $EX_EY_EZ_E$.

Hướng của $\vec{v}_{0\omega}$ phụ thuộc vào 2 tham số: Tọa độ địa lý điểm phóng $P(\varphi, \lambda)$ và thời điểm phóng τ ($0 \leq \tau \leq 24h$). Nếu trên hình 6, ta chiếu phần mặt phẳng chứa đường vĩ tuyến đi qua điểm P lên mặt phẳng xích đạo thì ta sẽ được một hình tròn bán kính R như trên hình 9. Trên hình 9, $\theta_g(\tau)$ là góc của kinh tuyến θ (với trục EX_E). Cho trước bất kỳ thời điểm τ nào ta cũng tính được góc $\theta(\tau)$ và do đó tọa độ (x, y)

của điểm P cũng như hướng của $\vec{v}_{0\omega}$ đều xác định được. Gọi α là góc của $\vec{v}_{0\omega}$ (so với trục EX_E), thì từ hình 9, sẽ có:

$$\alpha = \arctan2[-1/\operatorname{tg}\theta(\tau)] = \arctan2[y^*(\tau), x^*(\tau)] \quad (5)$$

$$\text{Với: } x^* = -\cos\theta(\tau); \quad y^* = \sin\theta(\tau); \quad \theta(\tau) = \lambda + \theta(0^h) + \omega\tau \quad (6)$$

Trong (6), kinh độ λ cần đổi ra đơn vị radian, còn thời gian τ tính bằng giây. Góc α trong (5) cũng chính là góc của $\vec{v}_{0\omega}$ trong hệ TĐDD Mặt Trời $HX_S Y_S Z_S$ vì luôn có EX_E/HX_S . Khi VTB thoát khỏi trường hấp dẫn của Trái Đất và bay vào quỹ đạo quanh Mặt Trời thì $\vec{v}_{0\omega}$ cũng có vai trò quan trọng nếu nó cùng hướng với $\vec{v}_{0\Omega}$, điều đó sẽ xảy ra nếu ta phóng VTB vào lúc 0^h địa phương.



Hình 10. Quỹ đạo bay của tàu thăm dò Rosetta (phóng năm 2004, bắt kịp sao chổi 67P/Churyumov-Gerasimenko năm 2014).

Tiếp theo, ta khảo sát véc tơ vận tốc Trái Đất trên quỹ đạo $\vec{v}_{0\Omega}$. Khoảng cách từ Trái Đất đến Mặt Trời là $15.10^7 km$ nên $v_{0\Omega} \approx 15.10^7 \times 1,99.10^{-7} \approx 29,8 km/s$ ($107.226 km/h$). Như minh họa trên hình 6, $\vec{v}_{0\Omega}$ có hướng tiếp tuyến với quỹ đạo elip và hướng đó hoàn toàn xác định nếu biết được góc $\theta(t)$, với t là thời điểm phóng VTB tính theo thời gian của 1 năm ($0 \leq t \leq 265,25$). Ta sẽ có $\theta(t) = \Omega t$, với $t=0$ tính từ Thời điểm thu phân (θ tính từ trục HX_S trên hình 6). Tương tự như trường hợp của $\vec{v}_{0\omega}$, $\vec{v}_{0\Omega}$ có vai trò cực kỳ quan trọng khi VTB tăng tốc trong vũ trụ. Theo [9], để thoát khỏi lực hấp dẫn Mặt Trời thì VTB cần vận tốc $42,1 km/s$. Nếu hướng chuyển động của VTB trùng với hướng của $\vec{v}_{0\Omega}$ thì ta chỉ cần cung cấp thêm một vận tốc có độ lớn ($42,1 - 29,8 = 12,3$) km/s là đủ. Trên cơ sở VTB đã đạt vận tốc vũ trụ cấp 2 ($v_2 = 11,2 km/s$), người ta tính được vận tốc vũ trụ cấp 3 là [9]:

$$v_3 = \sqrt{(11,2 km)^2 + (12,3 km)^2} = 16,6 km/s \quad (7)$$

Như vậy là cần phải tính toán sao cho khi tăng tốc để đạt vận tốc vũ trụ cấp 2 và cấp 3 thì véc tơ vận tốc của VTB phải có hướng trùng với hướng của $\vec{v}_{0\Omega}$. Trên hình 10, tàu vũ trụ thăm dò Rosetta trong cả hai lần tăng tốc (lần 1 để vòng qua sao Hỏa và lần 2 để vào sâu trong vũ trụ) thì hướng quỹ đạo của nó đều gần như song

song với hướng quỹ đạo của Trái Đất, vì thế mà tận dụng được $\vec{v}_{0\Omega}$ để tăng tốc. Hơn thế nữa, hình 10 cũng cho thấy tàu được phóng vào khoảng sau nửa đêm (theo giờ địa phương) và gần Xích đạo (điểm 1), do đó vận tốc $\vec{v}_{0\omega}$ là cực đại và cũng có hướng song song với $\vec{v}_{0\Omega}$.

3.2. Vai trò của lực hấp dẫn trong điều chỉnh quỹ đạo

Khi rời mặt đất và bắt đầu bay vào không trung, nếu khảo sát trong hệ TDDĐ Mặt Trời $HX_S Y_S Z_S$ thì VTB mang theo 2 vận tốc $\vec{v}_{0\omega}$ và $\vec{v}_{0\Omega}$, hướng của chúng trong hệ $HX_S Y_S Z_S$ đều có thể định trước được bằng cách chọn thời gian phóng t (theo ngày trong năm) và τ (theo giờ trong ngày) để sao cho chúng được cộng vào với vận tốc của VTB khi tăng tốc, như phần trên đã đề cập. Lực để tăng tốc VTB trong Vũ trụ có được chủ yếu là nhờ vào lực hấp dẫn của các hành tinh.

Đối với vật thể bay vũ trụ (VTB), khi phóng lực hấp dẫn là cản trở chính thì khi bay trong vũ trụ lực hấp dẫn lại là yếu tố có lợi, thậm chí cực kỳ quan trọng, bởi vì nó giúp cho việc tăng tốc và đổi hướng của VTB để điều chỉnh quỹ đạo. Các động cơ phản lực gắn trên VTB khi đó chủ yếu làm nhiệm vụ chỉnh hướng hoặc hãm tốc để đổ bộ. Vấn đề điều khiển VTB trong vũ trụ được hệ thống điều động trên quỹ đạo (Orbital Maneuver System) đảm nhận. Người ta thường sử dụng hai kỹ thuật chính để lợi dụng lực hấp dẫn của các hành tinh, đó là các kỹ thuật *Swing-by* và *Fly-by*. *Swing-by* là kỹ thuật bay cắt mặt, chéo qua quỹ đạo một thiên thể; nếu cắt phía sau thiên thể thì tăng tốc, nếu cắt phía trước mặt thiên thể thì giảm tốc. *Fly-by* là kỹ thuật bay lướt qua thiên thể để tăng tốc và đổi hướng quỹ đạo. Hình 10 cho thấy rõ kỹ thuật fly-by.

4. KẾT LUẬN

Phóng vệ tinh và điều khiển tàu vũ trụ trong không gian là những vấn đề khoa học và công nghệ rất phức tạp, đòi hỏi các hiểu biết chuyên sâu về thiên văn học và vũ trụ học. Trong báo cáo này, các tác giả chỉ đề cập đến một vài khía cạnh của lĩnh vực trên (như đã nêu trong phần mở đầu) và cố gắng trình bày các vấn đề cơ bản nhất dựa trên những hiểu biết thông dụng về vật lý và thiên văn học, đồng thời cũng đưa ra một vài ý tưởng mới có thể cần trao đổi thảo luận thêm.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Inertial frame of reference – Wikipedia (18/2/2019), https://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_frame_of_reference.
- [2]. Reference Frames Coordinate Systems - NASA / NAIF (25/02/2019), https://naif.jpl.nasa.gov/.../17_frames_and_coordinate_systems.pdf.
- [3]. International Celestial Reference Frame – Wikipedia (26/02/2019), https://en.wikipedia.org/wiki/International_Celestial_Reference_Frame.
- [4]. Barycenter-Wikipedia (18/02/2019), <https://en.wikipedia.org/wiki/Barycenter>.
- [5]. Vernal equinox | astronomy | Britannica.com (18/02/2019), <https://www.britannica.com/science/vernal-equinox>.
- [6]. Earth Centred Inertial Frame (25/02/2019), <https://adcsforbeginners.wordpress.com/tag/earth-centred-inertial-frame/>.

- [7]. Earth-centered inertial, “https://en.wikipedia.org/wiki/Earth-centered_inertial”, This page was last edited on 14 November 2018, at 22:54 (UTC).
- [8]. Ecliptic – Wikipedia (25/02/2019), <https://en.wikipedia.org/wiki/Ecliptic>.
- [9]. Vận tốc vũ trụ cấp 3 (02/3/2019), “https://vi.wikipedia.org/wiki/Tốc_độ_vũ_trụ_cấp_3”.
- [10]. Trần Mạnh Tuấn, *Công nghệ vệ tinh*, Nhà xuất bản KH&KT, 2007.

ABSTRACT

INERTIAL REFERENCE FRAME, NAVIGATION COORDINATE SYSTEM AND THE EFFECT OF THE EARTH'S ROTATION ON THE VELOCITY AND ORBIT OF COSMIC FLYING OBJECTS

The report presents the latest concept of Reference Coordinate systems (Inertial Coordinate Frame, Navigation Coordinate System) and some related suggestions that can be used to define navigation parameters of cosmic flying objects launched from the earth, then analyze the effect of Earth's rotation on the velocity and orbit of a flying object launched into the Universe . The report also mentioned recent events in the study of the Universe: The latest version of International Celestial Reference Frame ICRF3 and the fact that China has launched Chang'e - 4 satellites that successfully landed on the far side of the moon.

Keywords: Inertial Reference Frame; Navigation Coordinate System; Gravity force; Barycenter; ICRF; HEF; ECI; ECEF.

*Nhận bài ngày 11 tháng 01 năm 2019
Hoàn thiện ngày 10 tháng 3 năm 2019
Chấp nhận đăng ngày 15 tháng 3 năm 2019*

Địa chỉ: Viện Tự động hóa KTQS - Viện KH-CN QS.
* Email: maihuynv@gmail.com.