

Xem các cuộc thảo luận, số liệu thống kê và hồ sơ tác giả cho ấn phẩm này tại: <https://www.researchgate.net/publication/222595381>

Hướng dẫn tích hợp và kiểm soát tên lửa định hướng chống lại mặt đất cố định mục tiêu

Bài báo trên Tạp chí Hàng không Trung Quốc · Tháng 4 năm 2008
DOI: 10.1016/S1000-9361(08)60021-7

TRÍ CHỈ DẪN
96

2 tác giả:



Minh Triết Hậu

Viện Công nghệ Harbin

73 ÁN BẢN 1.023 TRÍ CHỈ DẪN

XEM HỒ SƠ

ĐỌC
415



Quảng Nhân Đoàn

Viện Công nghệ Harbin

592 ÁN BẢN 9.858 TRÍ CHỈ DẪN

XEM HỒ SƠ

Một số tác giả của ấn phẩm này cũng đang thực hiện các dự án liên quan sau:

- Project

điều khiển bề mặt động Xem dự án
- Project

Hệ thống số ít Xem dự án



Hướng dẫn tích hợp và kiểm soát tên lửa dẫn đường chống lại

Mục tiêu cố định trên mặt đất

Hầu Minh Triết*, Đoàn Quảng Nhân

Trung tâm Lý thuyết Điều khiển và Công nghệ Hướng dẫn, Viện Công nghệ Cấp Nhì Tân, Cấp Nhì Tân 150001, Trung Quốc

Nhận ngày 19 tháng 10 năm 2007; chấp nhận ngày 18 tháng 12 năm 2007

trừu tượng

Bài báo này trình bày sơ đồ thiết kế dẫn hướng tích hợp và lái tự động cho tên lửa dẫn đường chống lại các mục tiêu cố định trên mặt đất. Một trong mô hình hướng dẫn và điều khiển tích hợp trong mặt phẳng bước được xây dựng và tiếp tục thay đổi thành dạng bình thường bằng tọa độ phi tuyến sự biến đổi. Bằng cách áp dụng phương pháp điều khiển trượt, luật điều khiển phi tuyến thích nghi của hệ thống được thiết kế sao cho tên lửa có thể bắn trúng mục tiêu chính xác với góc tác động mong muốn. Việc phân tích độ ổn định của hệ thống vòng kín cũng được trình bày. Mô phỏng số đã khẳng định tính hữu dụng của sơ đồ thiết kế đề xuất.

Từ khóa: hướng dẫn và kiểm soát tích hợp; mặt phẳng sân; mục tiêu cố định mặt đất; phi tuyến; thích nghi

1 Giới thiệu

Cách truyền thống để thiết kế một hướng dẫn tên lửa và hệ thống kiểm soát là hình thành các hệ thống con riêng biệt, sau đó tích hợp chúng. Mặc dù phương pháp này cho đến nay đã chứng tỏ thành công trong việc xây dựng một số hệ thống dẫn đường và điều khiển tên lửa với hiệu suất vượt trội, nhưng có thể cho rằng hiệu suất tổng thể của hệ thống bị hạn chế do mối quan hệ hiệp đồng giữa các hệ thống con tương tác không được khai thác đầy đủ.

Để cải thiện hiệu suất của toàn bộ hệ thống, một phương pháp mới được gọi là phương pháp thiết kế hệ thống hướng dẫn và kiểm soát tích hợp (IGC) được phát triển bằng cách kết hợp các lý thuyết điều khiển khác nhau. Menon và Ohlmeyer [1] đã sử dụng phương pháp tuyến tính hóa phản hồi kết hợp với kỹ thuật điều chỉnh bậc hai tuyến tính để xây dựng luật điều khiển và hướng dẫn tích hợp phi tuyến tính cho việc điều hướng sai.

si-lô; Palumbo và cộng sự [2] đã sử dụng kỹ thuật phương trình Riccati phụ thuộc vào trạng thái để xử lý một mô hình toàn diện hơn được đặc trưng bởi chuyển động phi tuyến trong không gian ba chiều; Shkolnikov và cộng sự [3] và Shima và cộng sự [4-5] đã phát triển một thiết kế hướng dẫn và điều khiển tích hợp bằng cách sử dụng điều khiển chế độ trượt; Choi và Chwa [6-7] đã đề xuất một luật hướng dẫn phi tuyến thích ứng xem xét độ không đảm bảo của mục tiêu và động lực học của vòng điều khiển bằng cách tiếp cận điều khiển chế độ trượt; Sharma và Richards [8] đã giới thiệu một thiết kế điều khiển và hướng dẫn tích hợp cho tên lửa dẫn đường dựa trên chiến lược lùi bước. Tuy nhiên, vẫn có những phương pháp thú vị và hiệu quả khác được đề xuất như phương pháp ổn định không gian con [9] và phương pháp -D [10]. Do đó, thiết kế hệ thống dẫn đường và điều khiển tích hợp sẽ là một trong những chủ đề được chú ý nhiều nhất trong công nghệ tên lửa.

Công việc này tập trung vào việc phát triển hướng dẫn và điều khiển tích hợp cho tên lửa dẫn đường chống lại các mục tiêu cố định trên mặt đất, thường yêu cầu khoảng cách trượt tối thiểu và khả năng tác động mong muốn.

*Đồng tác giả. Điện thoại: +86-10-86418024.

Địa chỉ e-mail: houlchuan@126.com Hàng

mục cơ sở: Chương trình lớn của Quỹ Khoa học Tự nhiên Quốc gia Trung Quốc (60710002); Chương trình dành cho nhóm nghiên cứu sáng tạo và học giả Trường Giang trong trường đại học

chỉnh góc để cho phép các đầu đạn của tên lửa đạt được hiệu quả tiêu diệt tốt hơn [11]. Để đạt được điều này, Zha và cộng sự [12] đã đưa ra thiết kế luật dẫn đường có tính đến động lực học của hệ thống điều khiển tên lửa. Khác với ý tưởng này, bài báo này trước tiên thiết lập mô hình của vòng điều khiển và hướng dẫn tích hợp trong mặt phẳng bước, sau đó trực tiếp đưa ra lệnh làm lệch cánh bằng cách áp dụng phương pháp điều khiển chế độ trượt. Do đó, phương pháp được đề xuất xứng đáng được gọi là phương pháp thiết kế hệ thống điều khiển và hướng dẫn tích hợp.

2 Dẫn xuất mô hình

Phần này trình bày mô hình dẫn xuất của hệ thống điều khiển và hướng dẫn tích hợp trong mặt phẳng dọc.

Động lực học tên lửa tuyến tính hóa trong mặt phẳng bước được mô tả bởi

$$\begin{aligned} \dot{z} &= \frac{QSc}{mV} P_y \\ \dot{z} &= \frac{QSL^2}{m_z^2} \dot{z}^2 \\ \dot{z} &= \frac{QSLm}{J_z} \dot{z}^2 \end{aligned} \quad (1)$$

Ở đây θ là góc tấn công, α là góc lệch, Q là áp suất động, S là diện tích cánh, c là hệ số lực nâng, P_y là mô men xoắn, L là chiều dài tham chiếu, V vận tốc của tên lửa, m khối lượng của tên lửa, m_z là mô men quán tính đối trục z , J_z là mô men quán tính đối trục z .

Trong khu vực này, J_z mô men quán tính đối trục z , m khối lượng của tên lửa, P_y lực đẩy của tên lửa, L chiều dài tham chiếu, V vận tốc của tên lửa, \dot{z} đạo hàm lực nâng đối với góc tấn công, \dot{m}_z , \dot{m}_z biểu thị đạo hàm mô men xoắn đối với góc tấn công, \dot{z} là góc lệch, \dot{z} là góc lệch để điều khiển cao độ, nguyên và góc lệch để điều khiển cao độ,

Và θ là những bất định giới hạn chưa biết.

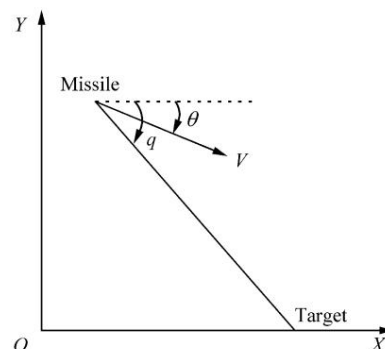
Như thể hiện trong Hình 1, động lực học của tên lửa đối với phạm vi mục tiêu cố định trên mặt đất và góc đường ngắm (LOS) được điều chỉnh bởi

$$RVq \cos(\theta) \quad (2a)$$

$$Rq V \sin(\theta) \quad (2b)$$

trong đó R , q và θ là khoảng cách tương đối, góc LOS và góc đường bay của tên lửa, lại

theo quan điểm.



Hình 1 Hình học tương tác hai chiều.

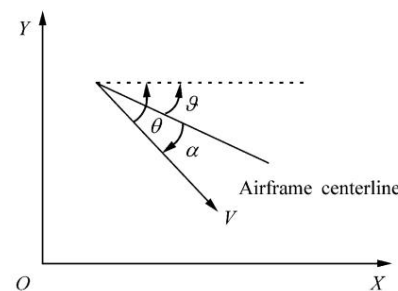
Bằng cách vi phân phương trình (2b) và thay thế phương trình (2a)-(2b) thành đạo hàm, có thể dễ dàng thu được cái đó

$$\dot{q} = \frac{VR}{R^2} \frac{R^2 q}{R} \quad (3)$$

Như được hiển thị trong Hình.2, góc đường bay được điều chỉnh lại kết hợp với góc ném và góc tấn công như (4)

hoặc tương đương

Ở đây θ là góc nghiêng, thỏa mãn



Hình 2 Sơ đồ mối quan hệ góc.

Xem xét rằng góc tấn công đầu cuối là rất nhỏ trong sơ đồ thiết kế được đề xuất, có thể dễ dàng nhận được từ phương trình (4) rằng

Ở đây θ và α là chuyển bay tác động mong muốn và các góc thái độ tác động mong muốn, tương ứng.

Giả sử θ là góc LOS tác động mong muốn tại thời điểm tham gia, phương trình và bất phương trình sau đúng sin(

$$Rq Vq \sin(\theta) \sin(\alpha) \approx 0$$

$$|q_d - \alpha| \approx 0$$

Như vậy

$$q_d = d$$

và do đó

$$q\vec{d} \quad \vec{d}$$

Cho phép

qq _

sau đó sản lượng khác biệt hóa

$$q \quad (6)$$

Theo phân tích ở trên, mô hình điều khiển và hướng dẫn tích hợp của tên lửa dẫn đường trong mặt phẳng dọc có thể được viết thành

$$\begin{array}{ccccccc}
01 & 0 & 0 & & & 0 & 0 \\
0 & \bar{a} & 22 & 23 & 0 & 0 & \bar{2} \\
00 & 1 & \text{đến} & \bar{33} & & 0 & \text{bạn} & \bar{3} \\
0 & 0 & \text{mặt} & \text{mặt} & & \bar{4} & & \bar{4}
\end{array} \quad (7)$$

 y

ở đâu $\frac{V}{\text{m}^2}$, $\frac{R^2}{\text{thực tế ảo}}$, $\frac{r}{\text{m}^2}$ (57QSc) $P_y.mVR$,

$$\frac{1}{(570 \text{ Sc}) P_y} \text{ một } mV_{43} \frac{57 \text{ QSL}}{J} \text{ m a } 44, z$$

$$\frac{QSL^2}{11h_z^2} m_2^2 = 4 \frac{57}{J_z} \frac{QSL}{\mu u_z} z_z - \frac{r}{2} \frac{r}{r} ,$$

Mục tiêu của bài báo này là thiết kế một luật điều khiển phù hợp cho hệ thống điều khiển và hướng dẫn tích hợp Eq.(7), không chỉ đảm bảo hệ thống vòng kín có kết quả ổn định mà còn đạt được khoảng cách trượt bằng 0 cùng với tác động mong muốn góc thái độ. Trong giao tranh với tên lửa, tốc độ quay bằng không của LOS q thể hiện điều kiện lý tưởng cho khoảng cách trượt bằng 0 và giới hạn góc của thái độ tác động cuối cùng có thể được thỏa mãn bằng sai số góc LOS bằng không đqq . _

3 Thiết kế luật điều khiển phi tuyến thích nghi

Phần này trình bày quá trình thiết kế luật điều khiển cho hệ thống hướng dẫn và điều khiển tích hợp được mô tả bởi biểu thức (7).

Bởi vì hệ thống Phương trình (7) là một hệ thống thay đổi theo thời gian, dựa trên ý tưởng trong Tài liệu tham khảo [6], nó được thay đổi thành dạng chuẩn với sự trợ giúp của phép biến đổi tọa độ phi tuyến và phương pháp điều khiển chế độ trượt được sử dụng để thiết kế luật điều khiển phản hồi của nó.

để 1x và x₂, sau đó nó rất dễ dàng để có được
xx 1 2

Và

$$x_2 \text{ a } \overline{22} \text{ } \overline{23} \text{ } \overline{2} \text{ } \overline{2} \text{ } x_3 \text{ } \overline{2}$$

Ở đâu x_3 a $\overline{22} \ 23$ — Và $\overline{2} \ 2$.

Kể từ đây

$$\frac{1}{aax} \frac{1}{23} \frac{1}{3} \frac{1}{23} \frac{1}{22} \frac{1}{2} \quad (số 8)$$

Phân biệt thuật ngữ lợi tức 3x

x_3 ax a 22 2 23 một 22 một cái riêu 23
cái riêu a a 22 3 23 3 z) = (một 22
1 2 3 3 3 3 x a 3 3 22 23 22 33 2 22 1-
riêu một 33 3 z một 22 2 một 23 3 x 4

ở đâu

$$x_4 \quad (\overline{1} \overline{2} \overline{2} \overline{a} \overline{a} \overline{a} \overline{a} \overline{x} \overline{23} \overline{22} \overline{23} \overline{22} \overline{33} \overline{2})$$

Và

3 $\frac{\quad}{\text{một}}$ $\frac{\quad}{22}$ $\frac{\quad}{2}$ $\frac{\quad}{\text{một}}$ $\frac{\quad}{23}$ $\frac{\quad}{3}$

kể từ đây

$$\begin{pmatrix} \bar{x} & 1121 & 23-4 & 23 & 22 & 23 & 23 & 23 & 33 & 3- \\ z & ax & aa & qa & da & x & & & & \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \bar{x} & 12 & 1 & a-a & a-a & a-a & a-x & - & - \\ 23 & 22 & 23 & 22 & 23 & 23 & 22 & 33 & 2 \end{pmatrix} \quad (9)$$

Tương tự,

```
xax ax ax bu 4 22 33 44 4
```

Ở đâu

[illegible]

[illegible]

$$\text{Cho}_x[\text{xxxx1234}_-]^t$$

sau đó

	01 0 0		0	0	
	00 1 0		0		2
x	00 0 1	x	0	ban	3
	0 aaa b 234 4				4
	1000				
y	0100	x			

(10)

Rõ ràng, để đạt được mục tiêu định trước, chỉ cần thiết kế một kế hoạch thích hợp.

Từ tính toán trên, có thể kết luận rằng E_L và

$$\mathbb{F}_2((t)) \text{ là } L_2$$

đó là chữ L_2 .

Từ E_L , có thể thu được rằng $M_2 L$, $M_3 L$, $M_4 L$ và $s L$, và theo đó,

$M_2^* L$, $M_3^* L$ và $M_4^* L$. Trong additiona
tính toán đơn giản cho)

$$\left(\left| \begin{matrix} s & k \\ s & k \end{matrix} \right| c \right) M M c M M M M 2 2 2 \left(\begin{matrix} 3 & 3 & 4 \end{matrix} \right) \left(\begin{matrix} 4 \end{matrix} \right)$$

vậy là L . Như vậy, $2 d / d s t L$. Điều này có nghĩa rằng

là liên tục đều. Kết hợp điều này với thuộc tính L_2 của
Bổ đề có thể được sử dụng để kết luận rằng

s hội tụ tiệm cận 0. Kể từ đây,
s hội tụ tiệm cận 0. Sử dụng Mệnh đề 3, có thể kết
luận rằng $1x$ và x con 2

tiệm cận tiệm cận về 0, nghĩa là, các đầu ra của hệ
thống được mô tả bởi các phương trình (10)-(11) hội tụ
về 0 tiệm cận.

Ngoài ra, hệ thống vòng kín được mô tả bởi phương
trình (10)-(11) có thể được viết lại thành $x Ax F$
 c (12)

Ở đâu

$$\begin{matrix} 01 & 0 & 0 \\ 00 & 1 & 0 \\ \text{MỘT}_C & 00 & 0 & 1 \\ kc & c & kc & c & k & () & () & 1 & 12 \end{matrix}$$

$$F[0 \quad f_{2f} \quad]^t$$

$$f_2, \quad 2 \quad f_3 \quad 3$$

$$f_4 \quad c \quad M \quad M \quad s \quad) \operatorname{sgn}()$$

$$kc [32 \quad 2 \quad 3]] \quad 4$$

Từ Giả định và mô tả ở trên,
 $\|F\|$ đúng, có nghĩa là tồn tại
một số dương F sao cho $F F$ tion, với điều kiện k 0 và đa thức

$$g(c) = 12 \quad 3 \quad 2 \quad 3$$

là Hurwitzian, có thể kết luận rằng A_c là một

Ma trận Hurwitz. Do đó, Mệnh đề 1 có thể được sử dụng
để kết luận rằng các trạng thái của hệ thống Eq.(12) đều
bị chặn, nghĩa là các trạng thái của hệ thống được mô tả
bởi Eqs.(10)-(11) đều bị chặn. Đến đây phần chứng minh đã
hoàn thành.

4 Mô phỏng số

Trong phần này, tính khả thi và khả năng ứng dụng
của logic điều khiển và hướng dẫn tích hợp được đề xuất
được xác minh bằng các mô phỏng số cho một số mô hình
động phi tuyến của tên lửa dẫn đường thụ động trong mặt
phẳng bước.

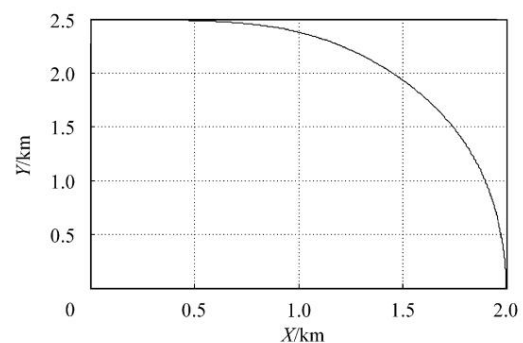
Bước mô phỏng được đặt thành 0,001 giây, góc bước
tác động mong muốn 90° , tọa độ vị trí của mục tiêu (2
000, 0) m; vận tốc ban đầu của tên lửa $Ma=0,6$, tốc độ
quay thân ban đầu của tên lửa 0 rad/s, đường bay ban đầu
một góc của tên lửa 0° , góc nghiêng ban đầu của tên lửa
 0° , tọa độ vị trí ban đầu của tên lửa (0, 2 500) m. Các
tham số thiết kế của luật điều khiển Eq.(11) được đặt
thành $c_9, 11$,

$$234 \quad 2,7 \cdot 10^{-5},$$

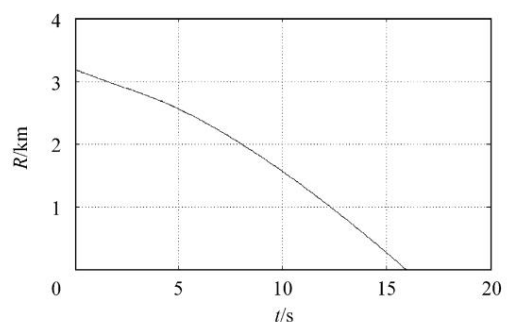
$$12 \quad 3 \quad 8 \text{ và } k0.105.$$

Ngoài ra, góc lệch và tốc độ góc lệch để kiểm
soát cao độ được sử dụng trong tất cả các mô phỏng được
giả định là thỏa mãn 30° ,
 $|z| \quad 3 \quad (^\circ)/s$.

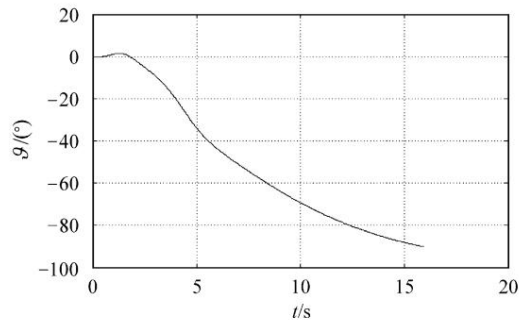
Đối với hệ thống định danh, Hình 3 cho thấy lưu lượng truy cập
đường bay của tên lửa; Fig.4 đường cong của khoảng cách
tương đối giữa tên lửa và mục tiêu với khoảng cách tương
đối của thiết bị đầu cuối chỉ 0,039 m; Fig.5 đường cong
của góc nghiêng với góc nghiêng tác động mong muốn là
 $89,948^\circ$; Hình 6 góc tấn công nhỏ tại thời điểm giao
tranh như đã đề cập trong Phần 2 và Hình 7 đường cong
của góc lệch cho cú ném
troll.



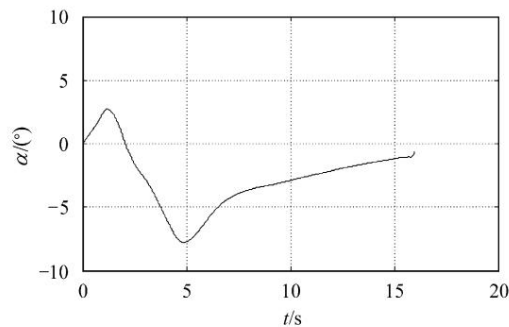
Hình 3 Quỹ đạo của tên lửa.



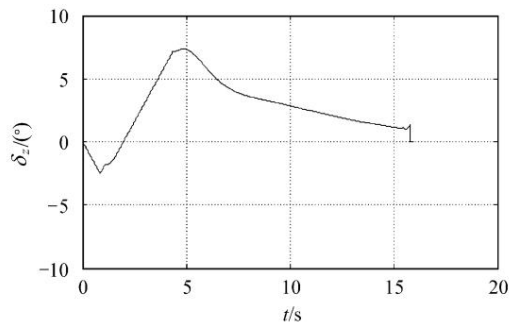
Hình 4 Đường cong của khoảng cách tương đối.



Hình.5 Đường cong của góc dốc.



Hình 6 Đường cong của góc tấn công.



Hình 7. Đường cong của góc lệch.

Để thể hiện đặc điểm mạnh mẽ của

phương pháp đề xuất, hai trường hợp được chọn là σ_{01}

mức thấp:

(1) Tất cả các thông số khí động học được cộng lại để tăng 20% so với giá trị danh nghĩa các giá trị. Khoảng cách tương đối của thiết bị đầu cuối là 0,024 m và góc nghiêng tác động đầu cuối 88,272°.

(2) Tất cả các thông số khí động học đều được giả định giảm 20% so với giá trị danh nghĩa các giá trị. Khoảng cách tương đối của thiết bị đầu cuối là 0,248 m và góc nghiêng tác động đầu cuối 91,893°.

Tất cả các kết quả mô phỏng làm chứng cho sự thành công tính khả thi và khả thi của phương pháp đề xuất.

5. Kết Luận

Bài báo này trình bày một sơ đồ tích hợp

hướng dẫn và thiết kế lái tự động cho tên lửa dẫn đường chống lại các mục tiêu cố định trên mặt đất để cải thiện hiệu suất của hệ thống dẫn đường và điều khiển tên lửa.

Đầu tiên, một mô hình tích hợp vòng dẫn hướng và điều khiển trong mặt phẳng bước được xây dựng, sau đó luật điều khiển phi tuyến thích ứng được thiết kế bằng cách áp dụng phương pháp điều khiển chế độ trượt. Nu

kết quả mô phỏng thương mại đã xác nhận một mô phỏng

đạt được hiệu quả của khoảng cách bỏ lỡ nhỏ và một de

góc thái độ tác động chọn lọc, thể hiện tính hữu ích của sơ đồ thiết kế được đề xuất.

Người giới thiệu

- [1] Menon PK, Ohlmeyer E J. Điều khiển hướng dẫn tích hợp phi tuyến luật cho tên lửa dẫn đường. AIAA-2001-4160, 2001.
- [2] Palumbo NF, Jackson T D. Hướng dẫn và điều khiển tên lửa tích hợp
 trở lại một cách tiếp cận phương trình vi phân Riccati phụ thuộc vào trạng thái. chuyên nghiệp
 giấy phép của Hội nghị Quốc tế về Kiểm soát của IEEE năm 1999
 Các ứng dụng. 1999; 243-248.
- [3] Shkolnikov I, Shtessel Y. Hệ thống điều khiển hướng dẫn tích hợp của một
 thiết bị chặn dẫn đường: cách tiếp cận chế độ trượt. AIAA-2001-4218,
 2001.
- [4] Shima T, Idan M, Golan O M. Điều khiển chế độ trượt cho tích hợp
 hướng dẫn lái tự động tên lửa. AIAA-2004-4884, 2004.
- [5] Idan M, Shima T, Golan O M. Tích hợp chế độ trượt autopi
 lô-dẫn đường cho tên lửa điều khiển kép. AIAA-2005- 6455, 2005.
- [6] Choi JY, Chwa D Y. Xem xét hướng dẫn phi tuyến thích ứng
 mục tiêu không chắc chắn và kiểm soát động lực vòng lặp. Giao dịch IEEE
 về Hàng không vũ trụ và Hệ thống điện tử 2003; 39(4): 1139-1143.
- [7] Chwa DY, Choi J Y. Luật hướng dẫn thích ứng dựa trên người quan sát con
 sidering mục tiêu không chắc chắn và kiểm soát động lực vòng lặp. IEEE
 Giao dịch về Công nghệ Hệ thống Kiểm soát 2006; 14(1): 112-123.
- [8] Sharma M, Richards N. Hướng dẫn và kiểm soát thích ứng, tích hợp
 cho tên lửa đánh chặn. AIAA-2004-4880, 2001.
- [9] Tourne C, Wilkerson P. Hướng dẫn thiết bị đầu cuối tích hợp và tự động
 thí điểm matic sử dụng ổn định không gian con. AIAA-2001-4275, 2001.
- [10] Xin M, Balakrishnan SN, Ohlmeyer E J. Hướng dẫn tích hợp và
 điều khiển tên lửa bằng phương pháp -D . Giao dịch IEEE trên Con
 công nghệ hệ thống kiểm soát 2006; 14(6): 981-992.
- [11] Song JM, Zhang T Q. Cấu trúc thay đổi của tên lửa dẫn đường thụ động
 điều hướng tỷ lệ với ràng buộc góc đầu cuối. người Trung Quốc
 Tạp chí Hàng không 2001; 14(2): 83-87.
- [12] Zha X, Cui PY, Chang B J. Một cách tiếp cận tích hợp để hướng dẫn

và điều khiển máy bay áp dụng tấn công các mục tiêu cố định trên mặt đất.

Tạp chí Du hành vũ trụ 2005; 26(1): 14-18. [ở Trung Quốc]

[13] Khalil H K. Các hệ phi tuyến. tái bản lần thứ 3 New Jersey: Hội trường Prentice, 1996.

tiểu sử:

Hou Mingzhe Sinh năm 1981, anh hiện đang làm việc cho

Bảng Tiến sĩ tại Trung tâm Hướng dẫn và Lý thuyết Điều khiển

Công nghệ tại Học viện Công nghệ Cáp Nhĩ Tân. chính của anh ấy

lợi ích nghiên cứu bao gồm kiểm soát các hệ thống phi tuyến tính và hướng dẫn và kiểm soát tích hợp cho máy bay.

E-mail: houlechuan@126.com

Duan Guangren Sinh năm 1962, ông nhận bằng Tiến sĩ

từ Học viện Công nghệ Cáp Nhĩ Tân năm 1989, và trở thành một

giáo sư năm 1991. Tháng 8 năm 2000, ông được bầu làm giáo sư

giáo sư được thuê chính thức tại Học viện Công nghệ Cáp Nhĩ Tân

được tài trợ bởi Chương trình học giả Cheung Kong của

Chính phủ Trung Quốc. Mối quan tâm nghiên cứu chính của ông bao gồm

điều khiển mạnh mẽ, hệ thống tuyến tính, điều khiển máy bay và mag kiểm soát mạng netic.

E-mail: grduan@hit.edu.cn