

تخمین وضعیت هلیکوپتر با استفاده از فیلتر کالمن

محمدرضا یغمایی^۱، امین آدینه اهری^۲، علی کارساز^۳

^۱موسسه آموزش عالی خراسان، yaghmaee_mr@yahoo.com

^۲موسسه آموزش عالی خراسان، aadinehahari@yahoo.com

^۳موسسه آموزش عالی خراسان، a_karsaz1@yahoo.com

چکیده - این مقاله تکنیکی را برای تخمین صحیح حالت یک هلیکوپتر با استفاده از ترکیبی از ژيروسکوپ، شتاب سنج، انحراف سنج و GPS ارائه می دهد. نتایج شبیه سازی تخمین حالت هلیکوپتر با استفاده از صافی کالمن براساس مدل سازی حسگر ارائه شده اند. تعداد حالت های تخمین زده شده هلیکوپتر برابر نه است: سه وضعیت از طریق ژيروسکوپ، سه شتاب و سه موقعیت از شتاب سنج ها. دو صافی کالمن، یکی برای داده های ژيروسکوپ و دیگری برای داده های شتاب سنج، مورد استفاده قرار گرفتند.

کلید واژه- تخمین، حسگر، فیلتر کالمن، هلیکوپتر،

۱- مقدمه

باشد، تخمین زننده براساس صافی کالمن را می توان با استفاده

از مدل ساخت. به هر حال نکته منفی اصلی این رویکرد این

است که به دست آوردن مدل هلیکوپتر خوب مشکل است. به

علاوه، دینامیک هلیکوپتر به عنوان مجموعه ای از معادلات

غیرخطی نشان داده شده اند، این مورد ساخت صافی کالمن را

مشکل می کند. روش دیگر تخمین وضعیت استفاده از مدل

حسگر است. مزیت این روش این است که مدل هلیکوپتر پیچیده

لازم نیست. به علاوه، اگر نوع حسگر تغییر نکند، لازم نیست

صافی کالمن برای هر روبات دوباره ساخته شود.

صافی کالمن تکنیک به خوبی شناخته شده برای تخمین

وضعیت و پارامتر است. این مورد، روش تخمین بازگشتی با

استفاده از مجموعه های داده اندازه گیری متوالی است. دانش

تخمین حالت نیاز اساسی ما است. به هر حال دقتی که ما از

الگوریتم های تخمین می خواهیم به سیستم کنترلی که به کار

می رود و کاربردی که روبات برای آن تعیین شده است بستگی

دارد. بخش بزرگی از کار در علم روباتیک امروز با ماشین های

زمینی و سیستم های کنترلی که به این چنین ماشین هایی

امکان خودکار بودن به درجات مختلف را می دهد سر و کار دارد.

ما تلاش می کنیم تا بتوانیم الگوریتم هایی را ایجاد کنیم که به

دقت وضعیت هلیکوپتر را تخمین بزنند.

یک روش برای تخمین وضعیت هلیکوپتر بکار بردن مدل

است. اگر مدل هلیکوپتر و وضعیت فضای حالت در دسترس

پیشین از وضعیت (ارائه شده توسط ماتریس کوواریانس) در هر مرحله با در نظر گرفتن تخمین های وضعیت پیشین و داده های جدید برای تخمین وضعیت بعدی بهبود می یابد.

تنوع گوناگونی از حسگرها و طرح ها وجود دارد که می تواند برای تخمین وضعیت هلیکوپتر به کار رود. در یک مورد انحراف سنج دو محوری، یک قطب نما و یک زاویه سنج سه محوری برای تخمین حالت در نظر گرفته شده اند. فیلتر کالمن مکمل برای ترکیب این داده ها از حسگر ها به کار رفته اند. ادعا برا این است وقتی زاویه سنج به کار برده می شود می توان دینامیک های پایین انحراف سنج ها را به صورت موثری جبران کرد. در صافی تکمیلی دینامیک انحراف سنج در نظر گرفته می شود. اگرچه انحراف زاویه سنج نادیده گرفته می شود. الگوریتم تخمین وضعیت باید با الگوریتم کنترل هلیکوپتر ترکیب شود.

واحد GPS به روزرسانی های تناوبی موقعیت ها و سرعت های واقعی را فراهم می کند. ارتفاع سنج ردیاب صوتی اطلاعات ارتفاعی برای فرودهای خودکار را فراهم می کند و قطب نما برای جلوگیری از انحراف طولانی در تخمین جهت مسیر به کار برده می شود. نویسندگان فیلتر بسط یافته کالمن را به کار می برند تا اطلاعات حسگر را با راه حل ناوبری متمرکز بر فرود بدون کمک GPS با فرض یک سطح فرود هموار ترکیب کنند.

محدودیت اصلی سیستم این است که دستورهای مسیر پرواز یا فرود فقط در صورتی ممکن است که محل مسیرها، نقاط یا اشیا را بتوان به صورت مختصات GPS شناخته شده به صورت قیاسی ارائه داد. اصلاح سیستم اصلی در منبع [۱] ارائه شده است که در آن سیستم دید استرئو برای شناسایی رنگی اشیا با رنگ متمایز در محیط آن ها به کار رفته است. موقعیت ها به

مختصات GPS ترجمه می شوند و حلقه کنترل بیرونی به هلیکوپتر امکان می دهد اشیای روی زمین را ردیابی کند.

رویکردهای ردیابی بصری متنوعی ایجاد شده اند تا هلیکوپترهای رباتی را روی اهداف ثابت شده موقعیت یابی کنند. این موارد، شامل منبع [۲] است که در آن سیستم بصری مشخصه های متمایز روی زمین که با داده حسگر زمین پشتیبانی شده اند را ردیابی می کند. در منبع [۳] نویسندگان سیستمی براساس دید را ایجاد کرده اند که به هلیکوپتر خودکار اجازه می دهد وظیفه ردیابی خط را انجام دهد. پرهیز از مانع دید بنیان در منبع [۴] شرح داده شده است که الگوریتم تخمین محدوده مشخصه بنیان چندحسگری برای پرواز هلیکوپتر شده پیشنهاد شده است. این الگوریتم می تواند بسیاری مشخصه ها را در زمانی مشابه حسگرهای تصویر چندگانه با استفاده از صافی گسترده کالمن ردیابی کند تا مکان های مشخصه در چارچوب مختصات حسگر اصلی را تخمین بزند.

۲- مدل هلیکوپتر

شش درجه آزادی در هلیکوپتر وجود دارد؛ سه انتقالی (در طول سه محور جسم) و سه گردشی (حدود همین محورها). معادلات دینامیک هلیکوپتر با توجه به سیستم مختصات محور جسم نشان داده شده اند. وضعیت جسم با توجه به چارچوب مرجع زمین توسط زوایای اوایلر تعریف شده اند: θ, Φ, Ψ .

مرتبه گردش به این صورت است: ابتدا، گردش در طول محور X در زاویه Φ ، سپس در طول محور Y در زاویه θ و در نهایت در طول محور Z در زاویه Ψ . برای هر کدام از این چنین

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \tau_f \dot{a} \\ \tau_f \dot{b} \\ \dot{w} \\ \dot{r} \\ \dot{r}_{fb} \\ \tau_s \dot{c} \\ \tau_s \dot{d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & X_a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & 0 & 0 & g & 0 & 0 & Y_b & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L_u & L_v & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_b & L_w & 0 & 0 & 0 & 0 \\ M_u & M_v & 0 & 0 & 0 & 0 & M_a & 0 & M_w & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau_f & 0 & 0 & -1 & A_b & 0 & 0 & 0 & A_c & 0 \\ 0 & 0 & -\tau_f & 0 & 0 & 0 & B_a & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & B_d \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Z_a & Z_b & Z_w & Z_r & 0 & 0 & 0 \\ 0 & N_v & N_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_w & N_r & N_{rfb} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_r & K_{rfb} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -\tau_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ p \\ q \\ \phi \\ \theta \\ a \\ b \\ w \\ r \\ r_{fb} \\ c \\ d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{ped} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{lat} & A_{lon} & 0 & 0 \\ B_{lat} & B_{lon} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Z_{col} \\ 0 & 0 & N_{ped} & N_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_{lon} & 0 & 0 \\ D_{lat} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{lat} \\ \delta_{lon} \\ \delta_{ped} \\ \delta_{col} \end{bmatrix}$$

با برآورده سازی این مشخصات، انتظار می رود هیچ محدودیتی در امنیت پرواز یا در قابلیت عمل به ماموریت های هدف دار وجود نداشته باشد.

متغیر های حالت و ورودی های سیستم به صورت زیر می باشد:

$$X=[u \ v \ p \ q \ \phi \ \theta \ a \ b \ w \ r \ r_{fb} \ c \ d]^T \quad (1)$$

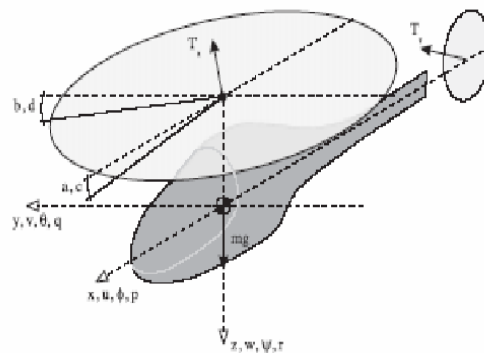
$$U=[lat \ lon \ ped \ col] \quad (2)$$

که در آن u, v, w سرعت در مختصات بدنه هلی کوپتر؛ p, q, r نرخ زوایای $roll$, $pich$ و yaw ؛ θ, Φ به ترتیب زوایای $roll$, $pich$ نسبت به محور اصلی بدنه؛ a, b, c, d نشان دهنده ی زاویه های روتور های طولی و عرضی در مدل مرتبه اول نوک هلیکوپتر و r_{fb} یک حالت اضافیست برای به حساب آوردن میزان انحراف از مسیر سیستم .

خروجی های هلیکوپتر با فرمان $\Psi=0$, $\Phi=-30$, $\theta=20$,

$h=0$ وقتی هیچ انحراف نویز و فیلتر کالمنی در حلقه وجود ندارد

مرتبه های متمایزی یک ماتریس گردش متناظر وجود دارد که بردارها را در چارچوب جسم مرکزی شده به چارچوب زمین منتقل می کند. معادلات کلی حرکت یک هلیکوپتر می تواند در هر کتاب استاندارد ی درباره دینامیک پرواز یافت شود [5].

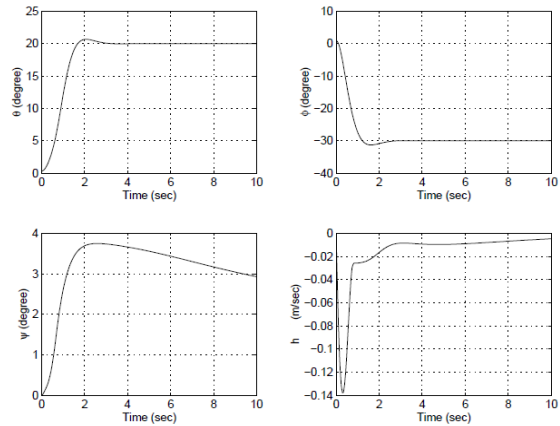


شکل ۱: مدل دینامیک هلیکوپتر

در این کار، ما مدل هلیکوپتر و کنترل کننده را از منبع [6] مورد استفاده قرار می دهیم. این مدل شامل اثرات جسم صلب چرخان اصلی، فلپ پره ها و جریان نیمه آرام است.

کنترل کننده با استفاده از خطی کردن ورودی-خروجی طراحی شده است.

در تصویر ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲: خروجی هلیکوپتر بدون نویز و فیلتر کالمن

$$\begin{bmatrix} \dot{r}_i(t) \\ \dot{u}_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_i(t) \\ u_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} a_t(t) \quad (6)$$

با کم کردن معادله ۴ از معادله ۳ داریم:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{r}_i(t) \\ \delta \dot{u}_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r_i(t) \\ \delta u_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} w(t) \quad (7)$$

با در نظر گرفتن این معادلات، مقادیر وضعیت ثابت می تواند با قرار دادن $\dot{p}(t)=0$ به دست آید:

$$p = \begin{bmatrix} \sqrt{2}Q^{1/4}R_c^{3/4} & Q^{1/2}R_c^{1/2} \\ Q^{1/2}R_c^{1/2} & \sqrt{2}Q^{3/4}R_c^{1/4} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$K = \begin{bmatrix} \sqrt{2}w_n \\ w_n^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

که w_n برابر $(Q/R_c)^{1/4}$ است.

ما $q_{k/k}(b_{k/k})$ را به عنوان تخمین بایاس بخش چهارگانه در زمان t_k براساس داده ها تا آن زمان تعریف می کنیم و $z(t_k)$ ، $q_{k/k-1}(b_{k/k-1})$ تخمین بایاس بخش چهارگانه در زمان t_{k-1} ضرب شده در t_k را درست قبل از به روزرسانی اندازه گیری در t_k شامل کردیم. سرعت زاویه ای تخمین زده شده به این صورت تعریف می شود:

$$\omega_{k/k-1} = \omega_m(t_k) - b_{k/k-1} \quad (10)$$

قبل از به روزرسانی و به صورت

$$\omega_{k/k} = \omega_m(t_k) - b_{k/k} \quad (11)$$

درست بعد از به روزرسانی.

بخش چهارگانه کامل تخمین زده شده براساس معادله زیر در

وهله زمانی $\Delta t_k = t_k - t_{k-1}$ توزیع می شود: [۸]

$$q_{k/k-1} = (e^{1/2(\omega_{avg})\Delta t_k} + (\Omega(\omega_{k/k-1}) \Omega(\omega_{k-1/k-1}) - \Omega(\omega_{k-1/k-1}) \Omega(\omega_{k/k-1})) \Delta t_k^2 / 48) q_{k-1/k-1} \quad (12)$$

$$- \Omega(\omega_{k-1/k-1}) \Omega(\omega_{k/k-1})) \Delta t_k^2 / 48) q_{k-1/k-1}$$

که

$$\Omega(w) = \begin{bmatrix} 0 & w_3 & -w_2 & w_1 \\ -w_3 & 0 & w_1 & w_2 \\ w_2 & -w_1 & 0 & w_3 \\ -w_1 & -w_2 & -w_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

۳- ساختار فیلترهای کالمن

مدل فیلتر کالمن برای شتاب بخوبی در منبع [۷] شرح داده شده است. نویز w برابر با نویز سفید گاوسی صفر میانگین باشد و شالوده واریانس $E\{w(t)w(t+\tau)\} = Q$ در سطح شتاب وارد شود. بگذارید نویز v یک نویز سفید گاوسی صفر میانگین و واریانس $E\{v(t)v(t+\tau)\} = R_c$ باشد که در موقعیت اندازه گیری r_t ، که زیرنویس t بیانگر یک مقدار واقعی است، اتفاق می افتد. دو وضعیت خطا به این صورت تعریف می شوند:

$$\delta r(t) = r_m(t) - r_t(t) \quad (3)$$

$$\delta u(t) = u_m(t) - u_t(t) \quad (4)$$

که u برابر سرعت و زیرنویس m نشانگر یک کمیت اندازه

گیری شده است. سپس می توانیم معادله وضعیت زیر را

بنویسیم:

$$\begin{bmatrix} \dot{r}_i(t) \\ \dot{u}_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_i(t) \\ u_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} (a_t(t) + w(t)) \quad (5)$$

معادله وضعیت موقعیت، سرعت و شتاب واقعی به این صورت است:

$$w_{avg} = \frac{w_{k/k} + w_{k-1/k-1}}{2} \quad (14)$$

معادله برای توزیع کوواریانس وضعیت خطا، ماتریس بهره کالمن، کوواریانس به روز شده و وضعیت خطای به روز شده به این صورت داده می شوند:

$$P_{k/k-1} = \Phi(k, k-1)P_{k-1/k-1}\Phi^T(k, k-1) + Q_k \quad (15)$$

$$k_k = P_{k/k-1}H_k^T(H_kP_{k/k-1}H_k^T + R_k)^{-1} \quad (16)$$

$$P_{k/k} = P_{k/k-1} - k_kH_kP_{k/k-1} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} \delta\theta_{k/k} \\ \Delta b_{k/k} \end{bmatrix} = k_k\Delta_z(t_k) \quad (18)$$

که

$$\Phi(k, k-1) = \begin{bmatrix} e^{[w_{avg}]\Delta tk} & -\Psi(\Delta tk) \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$[q] = \begin{bmatrix} 0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & 0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$(21)$$

$$Q_k = \int_0^{\Delta tk} \begin{bmatrix} \sigma_r^2 I_{3 \times 3} + \sigma_w^2 \Psi(T)\Psi^T(T) & -\sigma_w^2 \Psi(T) \\ -\sigma_w^2 \Psi(T) & \sigma_w^2 I_{3 \times 3} \end{bmatrix} dT$$

و

$$\Psi(\Delta tk) = I_{3 \times 3}\Delta tk + [w_{avg}] \left(1 - \cos \frac{w_{avg}\Delta tk}{w_{avg}^2}\right) + \quad (22)$$

$$[w_{avg}]^2 (w_{avg}\Delta tk - \sin(w_{avg}\Delta tk)) / w_{avg}^3$$

برای دیدن معادلات جزء شده و مشتق گیری ها خواننده به منبع [9] ارجاع داده می شود.

اگر خطایی به صورت زیر در مدل سازی سیستم وجود داشته باشد:

$$\dot{x} = Ax + Bu + w \quad (23)$$

$$y = Cx + V \quad (24)$$

در این حالت دو خطا در مدل سازی وجود دارد؛ یکی خطا در اندازه گیری خروجی (V نویز اندازه گیری) و دیگری نویز فرآیند (W) است. معادلات تخمین گر ما با فیلتر کالمن به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{x} = Ax + Bu + L(y - Cx) \quad (25)$$

معادله خطا به صورت زیر خواهد شد:

$$e = (A - LC)e + W - LV \quad (26)$$

در دیدگاه کالمن فیلتر با توجه به منابع اتفاقی w, v فرایند سیستم را به صورت تصادفی تعبیر نموده و با اعمال شرایط آماری برای w, v سعی خواهیم نمود واریانس خطای تخمین را کمینه کنیم. در این دیدگاه فرض می شود v(t), w(t) فرایندهای تصادفی گوسی به صورت نویز سفید باشند، که کواریانس آنها به ترتیب w, v باشد. فیلتر کالمن واریانس خطا را که خود یک فرایند تصادفی گوسی است، با شاخص کمینه سازی امید ریاضی نرم دو خطای تخمین بهینه سازی می نماید.

$$J = E\{\int_0^\infty e^T(t).e(t)\} \quad (27)$$

حال با توجه به آشکارپذیری سیستم و پایدارپذیری آن با حل معادله ریکاتی زیر گین فیلتر کالمن به صورت زیر بدست خواهد آمد:

$$W = \text{cov}(w(t)) \quad (28)$$

$$V = \text{cov}(v(t)) \quad (29)$$

$$AP + PA^T - PC^T V^{-1} CP + W = 0 \quad (30)$$

$$L = PC^T V^{-1} \quad (31)$$

که در آن P حل مثبت معین معادله ریکاتی فوق است.

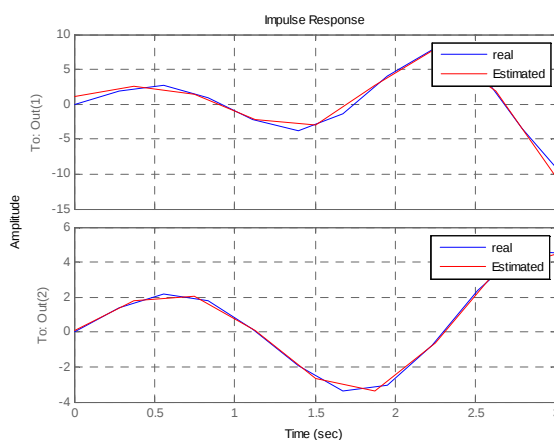
- volume 3, pages 776{780, Nagoya, Japan, May 21-27 1995.
- [4] R.E. Suorsa and B. Sridhar. A parallel implementation of a multi-sensor feature-based range-estimation method. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 10(6):755{768, Dec 1994.
- [5] B. Etkin. Dynamics of Atmospheric Flight. John Wiley, 1972.
- [6] D. Y. Maharaj. The Application of Nonlinear Control Theory to Robust Helicopter Flight Control. PhD thesis, Department of Aeronautics, Imperial College of Science, Technology, and Medicine, 1994.
- [7] P. S. Maybeck. Stochastic Models, Estimation and Control, volume 141-1 of Mathematics in Science and Engineering, chapter 6. Academic Press, 1979.
- [8] J.R. Wertz, editor. Spacecraft Attitude Determination and Control, volume 73 of Astrophysics and Space Science Library. D. Reidel Publishing Company, Dordrecht, The Netherlands, 1978.
- [9] S. I. Roumeliotis, G. S. Sukhatme, and G. A. Bekey. Smoother-based 3-d attitude estimation for mobile robot localization. Technical Report IRIS-98-363, USC, 1998. <http://iris.usc.edu/irislib/>.

۴- شبیه سازی و نتیجه گیری

در این مقاله ، یک روش تخمینگر حالت بدون استفاده از مدل روبات هلیکوپتر به کار رفته است. ولی لازم به تاکید است که آماراز مدل واقعی حاصل می شود و نه از تخمین. صحت روش ما از طریق تغذیه داده های فیلتر شده برای کنترل و مشاهده خروجی هلیکوپتر تایید شد. در ادامه نیز با اضافه کردن یک کنترلر به مدل هلیکوپتر صحت تخمینگر کالمن برای مدل همراه با کنترل تایید می شود. پس از ارزیابی مدل های مختلف ، و کنترلرهای مختلف می توان نتیجه گرفت که این روش مناسب در جهت تخمین می باشد.

با در نظر گرفتن دو متغیر θ, ϕ به عنوان خروجی، با اعمال

فیلتر کالمن به صورت گفته شده خواهیم داشت:



شکل ۳: خروجی با اعمال فیلتر کالمن

۵- مراجع

- [1] S.M. Rock, E.W. Frew, H. Jones, E.A. LeMaster, and B.R. Woodley. Combined cdgps and vision-based control of a small autonomous helicopter. In Proceedings of the 1998 American Control Conference, pages 694,698, Philadelphia, PA, June 24-26 1998.
- [2] C.H. Oertel. Computer vision sensor for autonomous helicopter hover stabilization. In Proceedings of the SPIE, volume 3088, pages 121{129, Orlando, FL, April 21-22 1997.
- [3] P.H. Batavia, M.A. Lewis, and G.A. Bekey. A reduced complexity vision system for autonomous helicopter navigation. In Proceedings of 1995 IEEE International Conference on Robotics and Automation,