

تشخیص خرابی بالک آیرودینامیکی یک وسیله‌ی مافوق صوت بر اساس داده‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی

Original Article

اصغر اشرفی‌فو (دانشجوی دکتری)

محسن فتحی جگرکندی* (استادیار)

دانشکده‌ی هندی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

در این مقاله، روشی برای تشخیص خرابی بالک‌های کنترل آیرودینامیکی در یک رهگیر مافوق صوت ارائه شده است. این خرابی‌ها شامل سوختن، شکستن یا باز نشدن بالک‌های تاشو است. در این روش از داده‌های سنسورهای اینرسی و مدل غیرخطی وسیله استفاده می‌شود تا خرابی بالک، قبل از شکست مأموریت، شناسایی شود. از بین رفتن بالک کنترل‌ی سبب تغییر در ضرایب آیرودینامیکی و بنابراین تغییر در مدل خواهد شد. بنابراین علاوه بر تغییر در سیگنال کنترلی، مدل سیستم نیز تغییر می‌کند که فرایند شناسایی خرابی را پیچیده‌تر خواهد کرد. برای غلبه بر این مشکل، یک مدل آیرودینامیکی معادل معرفی می‌شود. سپس درصد صحت هر بالک توسط یک فیلتر غیرخطی در طول زمان تخمین زده می‌شود. در بخش نتایج، سناریوهای مختلفی شامل سوختن و شکستن بالک‌ها در زمان‌های مختلف، در حضور خطاهای آیرودینامیک و سنسورهای اینرسی بررسی شده است. نتایج حاصله نشان‌گر آن است که روش پیشنهادی خرابی بالک را در زمانی کوتاه و با دقت خوب تشخیص می‌دهد.

واژگان کلیدی: تشخیص خرابی بالک، فیلتر کالمن غیرخطی، وسیله‌ی مافوق صوت بالک کنترل، تخمین پارامتر، تخمین ضرایب آیرودینامیکی.

ashrafimut@gmail.com
fathi@sharif.edu

۱. مقدمه

شدت، اهمیت و مکان آن گزارش می‌دهد و کنترل‌کننده اقدامات لازم را برای اصلاح این خطا انجام می‌دهد.^[۱]

ساده‌ترین روش برای مقابله با خرابی، در نظر گرفتن سیستم جایگزین برای سیستم خراب است که تحت عنوان جایگزین سخت‌افزاری شناخته می‌شود.^[۲] جایگزین سخت‌افزاری روشی مطمئن است ولی علاوه بر هزینه بر بودن، به افزایش وزن و فضای مورد نیاز نیز منجر خواهد شد که در کاربردهای هوافضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. در مقابل این روش، روش جایگزین نرم‌افزاری است که با مقایسه‌ی داده‌های اندازه‌گیری و مدل، خرابی سیستم مشخص می‌شود.^[۳] به این روش‌ها که مبتنی بر علم به مدل سیستم است، روش‌های مدل پایه گفته می‌شود.^[۴]

یکی از پرکاربردترین روش‌ها برای تشخیص خرابی، استفاده از فضای تساوی^۲ برای تولید مانده و مقایسه‌ی بین خروجی مورد انتظار و خروجی واقعی سیستم است.^[۵-۶] علاوه بر این روش، محققین از روش‌های دیگری مانند شبکه‌ی عصبی، دینامیک معکوس، رؤیت‌گر مد لغزشی، تخمین پارامتر و تخمین حالت نیز برای تشخیص خرابی سیستم کنترل وسایل پرنده استفاده کرده‌اند.^[۷-۱۱] محققین برای تشخیص خرابی سیستم کنترل پرواز هواپیما، یک الگوریتم

یکی از مسائلی که در وسایل پرنده از اهمیت ویژه‌ی برخوردار است، افزایش ضریب اطمینان و تحمل پذیری در برابر خرابی هر یک از زیرمجموعه‌های وسیله است. سیستم کنترل پرواز یکی از این زیرمجموعه‌های وسیله‌ی پرنده است که در معرض خطاهای مختلف قرار دارد و این خطاها می‌تواند منجر به کاهش کارایی یا شکست در مأموریت وسیله شود. برای غلبه بر این مسئله، کنترل‌کننده به‌گونه‌ی طراحی می‌شود که توانایی تحمل خرابی‌های رخ داده را داشته باشد. این روش کنترلی را «کنترل تحمل‌پذیر خرابی»^۱ نامیده‌اند.^[۱]

سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خرابی را در دو گروه فعال و غیرفعال دسته‌بندی کرده‌اند. در سیستم کنترل تحمل‌پذیر غیرفعال، کنترل‌کننده ثابت است و در برابر تعداد محدودی از خطاها مقاوم طراحی شده است. در مقابل، سیستم کنترل تحمل‌پذیر فعال معمولاً شامل دو بخش سیستم آشکارسازی خرابی و کنترل‌کننده‌ی تغییر شکل‌پذیر است. در بخش آشکارسازی، سلامتی سیستم بررسی و به کنترل‌کننده اطلاع داده می‌شود. این ماژول با نظارت بر سیستم مورد نظر، هرگونه خرابی یا خطا را از نظر

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۷/۱۲/۲۵، اصلاحیه ۱۳۹۸/۵/۱۲، پذیرش ۱۳۹۸/۶/۳.

DOI:10.24200/J40.2019.52922.1506

در ادامه، محققین دیگری در مطالعاتشان یک روش تطبیقی مدل پایه پیشنهاد داده‌اند^[۱۵] که قادر است خرابی سیستم و عملگر هواپیما را همزمان و با استفاده از مجموعه‌ی از تخمین‌گرهای مدل پایه، تشخیص دهد. همچنین یک روش بازگشتی برای تشخیص برخط خرابی عملگر یک پرنده‌ی بدون سرنشین ارائه شده است.^[۱۶] در این روش از تعدادی فیلتر کالمن غیرخطی استفاده شده که هر فیلتر برای تشخیص خطای یکی از عملگرها طراحی شده است.

محققین یک روش شناسایی خطا برای خرابی عملگرهای هواپیما نیز پیشنهاد داده‌اند.^[۱۷] آنان در مطالعاتشان از چند مدل خطی شده استفاده کرده‌اند تا مدل غیرخطی تقریبی هواپیما و عدم قطعیت‌ها را تشخیص دهد. همچنین روشی مبتنی بر شبکه‌ی عصبی برای تشخیص و تعیین نوع خرابی عملگر چرخ عکس‌العملی یک ماهواره پیشنهاد شده است.^[۱۸] در برخی از مطالعات،^[۱۹] خروجی صحیح ژيروسکوپ معیوب بر اساس اصل تقارن دینامیکی و خروجی سنسورهای ژيروسکوپ تخمین زده شده است.^[۱۹]

علاوه بر منابع یاد شده، در مطالعات دیگری نیز، مسئله‌ی تشخیص خرابی در وسایل مافوق صوت بیان شده است. بررسی خرابی بالک، برای دینامیک طولی یک وسیله‌ی مافوق صوت بدون در نظر گرفتن مشتقات پایداری انجام شده است.^[۲۰] همچنین یک کنترل‌کننده‌ی تحمل‌پذیر خرابی با استفاده از طراحی چند کنترل‌کننده‌ی مختلف و سوئیچ بین آن‌ها مطرح شده است^[۲۱] که در آن برای تشخیص خرابی بالک‌ها از روش فضای تساوی استفاده شده و برای هر خرابی محتمل یک کنترل‌کننده طراحی شده است.

محققین روشی مبتنی بر مشاهده‌گر پیشنهاد داده‌اند^[۲۲] که کنترل‌کننده را در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات آیرودینامیکی مقاوم می‌کند. آنان برای تشخیص خرابی سنسور کانال پیچ و خرابی عملگر بالک وسیله در فاز کروز از مجموعه‌ی از فیلترهای پارامتر خطی متغیر استفاده کرده‌اند.^[۲۳] خرابی عملگر بالک‌ها شامل کاهش کارایی و قفل شدن نیز با استفاده از داده‌های شتاب‌سنج و روش دینامیک معکوس شناسایی شده است.^[۲۴] در مسئله‌ی کنترل و هدایت یکپارچه از یک کنترل مقاوم برپایه‌ی کنترل مد لغزش و گام به عقب در برابر خرابی عملگر استفاده شده است.^[۲۵] همچنین برای تشخیص و تحمل خرابی عملگر یک رهگیر هدایت شونده از یک مشاهده‌گر تطبیقی مد لغزش بهره گرفته شده است.^[۲۶] به منظور بررسی خرابی عملگر^[۲۷] نیز، از مشاهده‌گر ورودی نامعلوم و نظریه‌ی کنترل چندمدلی برای تشخیص خرابی عملگر وسیله استفاده شده است.

محققین از ترکیب کنترل مد لغزش و شبکه‌ی عصبی برای تشخیص خرابی عملگر و سنسورهای اینرسی یک وسیله‌ی بدون سرنشین سرعت پایین استفاده کرده‌اند.^[۲۸] آنان نشان داده‌اند که الگوریتم‌های مبتنی بر تخمین حالت نسبت به تخمین پارامتر برای کاربردهای برخط سریع‌ترند ولی نتایج حاصل در مقایسه با الگوریتم‌های مبتنی بر تخمین پارامتر جزئیات کم‌تری را شامل می‌شود.^[۲۹] بنابراین مناسب‌تر است تا از ترکیب هر دو استفاده شود.

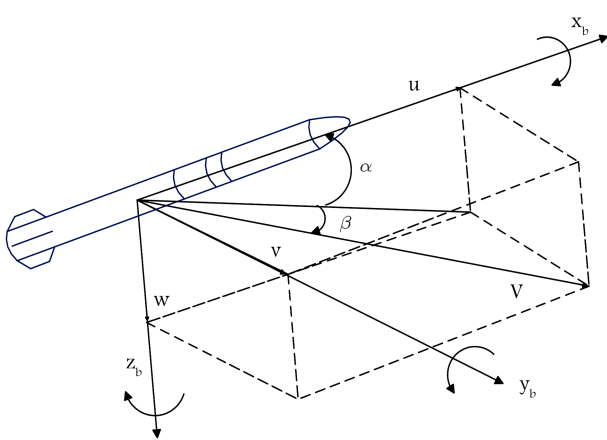
چنان‌که مشاهده شد، بحث خرابی عملگر وسیله‌ی مافوق صوت در مطالعات مختلف بررسی شده است، ولی بحث سوختن یا از بین رفتن بالک آن‌ها در این مطالعات در دسترس نیست. سوختن بالک کنترلی، برخلاف خرابی عملگر علاوه بر تغییر در سیگنال کنترلی سبب تغییر در ضرایب آیرودینامیکی و بنابراین تغییر در مدل وسیله خواهد شد. در این نوشتار روشی جدید بر پایه‌ی مدل تشخیص سوختن، شکستن یا باز نشدن بالک‌های کنترل آیرودینامیکی یک رهگیر مافوق صوت ارائه شده است. همان‌طور که مطرح شد، خرابی‌های بیان شده برای بالک کنترلی، علاوه بر تغییر در سیگنال کنترلی سبب تغییر در مدل وسیله خواهد شد، بنابراین به‌منظور شناسایی ضرایب آیرودینامیکی جدید، یک مدل آیرودینامیکی معادل معرفی می‌شود که در آن سلامتی و کارایی هر بالک توسط یک پارامتر مشخص می‌شود. مقدار این پارامترها بین صفر و ۱ خواهد بود. مقدار ۱ نشان‌دهنده‌ی سلامت کامل بالک و عدد صفر نشان‌دهنده‌ی از بین رفتن یا حذف کامل هر بالک است. سپس این پارامترها توسط یک فیلتر غیرخطی در طول زمان تخمین زده می‌شود.

در نوشتار حاضر ابتدا مدل دینامیکی وسیله و سپس روش پیشنهادی برای تشخیص خرابی بالک معرفی می‌شود. برای این منظور مدلی معادل برای ضرایب آیرودینامیکی مطرح می‌شود تا سلامت هر یک از بالک‌ها قابل تشخیص شود. در ادامه، فیلتر کالمن خنثی^۳ به‌طور خلاصه معرفی می‌شود. در بخش نتایج، عملکرد الگوریتم پیشنهادی با استفاده از شبیه‌سازی و در سناریوهای مختلف بررسی می‌شود. در پایان نیز خلاصه و نتیجه‌گیری ارائه شده است.

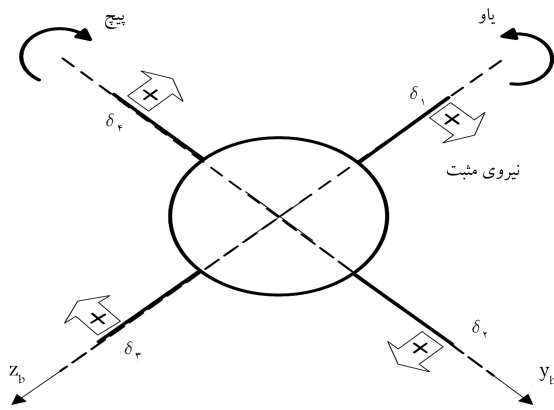
۲. دینامیک وسیله

سیستم مورد نظر در این مقاله، یک رهگیر بالک کنترل پدافند هوایی است که در حال رهگیری یک هدف شتاب‌دار است. در این وسیله، بالک‌ها علاوه بر تولید نیروی برآ، موظف به تولید نیرو و ممان‌های کنترلی و هدایت رهگیر به سمت هدف نیز هستند. هندسه و چارچوب بدنی رهگیر در شکل ۱ نشان داده شده است.

حرکت وسیله‌ی صلب در فضای اینرسی سه‌بعدی با استفاده از سه معادله‌ی جابه‌جایی و سه معادله‌ی دورانی اوپلر بیان می‌شود. برای یک وسیله‌ی متقارن این معادلات عبارت است از:^[۳۰]



شکل ۱. دستگاه مختصات بدنی رهگیر.^[۳۰]



شکل ۲. علائم قراردادی انحراف بالک‌ها.

استاتیکی اند. C_{lr} ، C_{nr} و C_{yr} معرف ضریب ممان رول، یاو و ضریب نیروی جانبی نسبت به ممان یاو هستند. C_{lp} و C_{np} معرف ضریب ممان رول، یاو و ضریب نیروی جانبی نسبت به ممان رول هستند. C_{mq} و C_{zq} ضریب ممان پیچ و ضریب نیروی نرمال نسبت به ممان پیچ هستند. $C_{m\dot{\alpha}}$ نیز ضریب ممان پیچ نسبت به نرخ تغییرات زاویه‌ی حمله است. همچنین $C_{y\delta_r}$ ، $C_{y\delta_e}$ ، $C_{z\delta_e}$ و $C_{n\delta_r}$ مشتقات کنترلی نسبت به زوایای بالک ایلران δ_a ، الویتور δ_e و رادر δ_r هستند.

همچنین علامت قراردادی بالک‌ها، برای تولید ممان در شکل ۲ مشخص شده است و طوری در نظر گرفته می‌شود که نیروی عمودی مثبت بالک‌ها رول مثبت ایجاد کند. طبق این قرارداد، ممان‌های سمت، پیچ و رول مثبت با استفاده از روابط ۶ ایجاد خواهد شد:

$$\begin{aligned} \delta_a &= \frac{1}{4} (+\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \\ \delta_e &= \frac{1}{4} (+\delta_2 - \delta_4) \\ \delta_r &= \frac{1}{4} (-\delta_1 + \delta_3) \end{aligned} \quad (6)$$

در ادامه، مدل وسیله به‌گونه‌ی بازنویسی می‌شود که برای تخمین خرابی مناسب باشد.

۳. الگوریتم تشخیص خرابی

قفل شدن بالک تغییری در آیرودینامیک وسیله و بنابراین معادلات دینامیک وسیله نخواهد داد ولی سوختن یا شکسته شدن یک بالک باعث ایجاد دو نوع تغییر در مدل آیرودینامیکی وسیله می‌شود: یک تغییر در تعداد ضرایب آیرودینامیکی کنترلی رخ می‌دهد که باعث ایجاد ضرایب جدید و ایجاد وابستگی بین کانال رول و دوکانال دیگر می‌شود و تغییر دیگر به دلیل به هم خوردن تقارن وسیله است که بر اثر آن مقدار ضرایب آیرودینامیکی استاتیکی و دینامیکی تغییر می‌کند. بنابراین برای اطلاع از مدل جدید، دانستن و تخمین تمامی ضرایب آیرودینامیکی جدید ضرورت دارد، که کاری بسیار پیچیده خواهد بود. برای این منظور مدل آیرودینامیکی جایگزین با مدل بیان شده در بخش قبل معرفی می‌شود تا بتوان مدل سیستم را پس از خرابی تخمین زد.

برای این منظور ضرایب آیرودینامیکی بال و بدنه به صورت مجزا محاسبه می‌شوند و سپس نیروها و ممان‌های تولید شده توسط بالک‌ها به بدنه اضافه خواهد شد. به

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \frac{\cos(\alpha)}{V \cos(\beta)} \left(\frac{F_z}{m} \right) - p \cos(\alpha) \tan \beta \\ &+ q - \frac{\sin(\alpha)}{V \cos(\beta)} \left(\frac{F_x}{m} \right) - r \sin(\alpha) \tan \beta \\ \dot{\beta} &= \frac{\cos(\beta)}{V} \left(\frac{F_y}{m} \right) + p \sin(\alpha) - r \cos(\alpha) \\ &- \frac{\cos(\alpha) \sin(\beta)}{V} \left(\frac{F_x}{m} \right) - \frac{\sin(\alpha) \sin(\beta)}{V} \left(\frac{F_z}{m} \right) \\ \dot{V} &= \cos(\alpha) \cos(\beta) \left(\frac{F_x}{m} \right) + \sin(\beta) \left(\frac{F_y}{m} \right) \\ &+ \sin(\alpha) \cos(\beta) \left(\frac{F_z}{m} \right) \end{aligned} \quad (1)$$

و

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{I_x} \{ (I_y - I_z) qr + l_A \} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} \{ (I_z - I_x) rp + m_A \} \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_z} \{ (I_x - I_y) pq + n_A \} \end{aligned} \quad (2)$$

که در این روابط m ، جرم و I_x ، I_y و I_z ممان‌های اینرسی وسیله حول محورهای بدنی هستند. همچنین α زاویه‌ی حمله، β زاویه‌ی سرش، V اندازه‌ی سرعت خطی و q ، p و r مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ی وسیله در دستگاه بدنی هستند. در رابطه‌ی ۱، نیروی F شامل نیروی گرانش (F_g)، نیروی آیرودینامیکی (F_A) و نیروی تراست (F_T) است؛ m_A و n_A نیز ممان‌های آیرودینامیکی وسیله هستند. مؤلفه‌های نیروی گرانش نیز از رابطه‌ی ۳ قابل محاسبه است: [۲۱]

$$\begin{aligned} F_{gx} &= -mg \sin(\theta) \\ F_{gy} &= mg \cos(\theta) \sin(\phi) \\ F_{gz} &= mg \cos(\theta) \cos(\phi) \end{aligned} \quad (3)$$

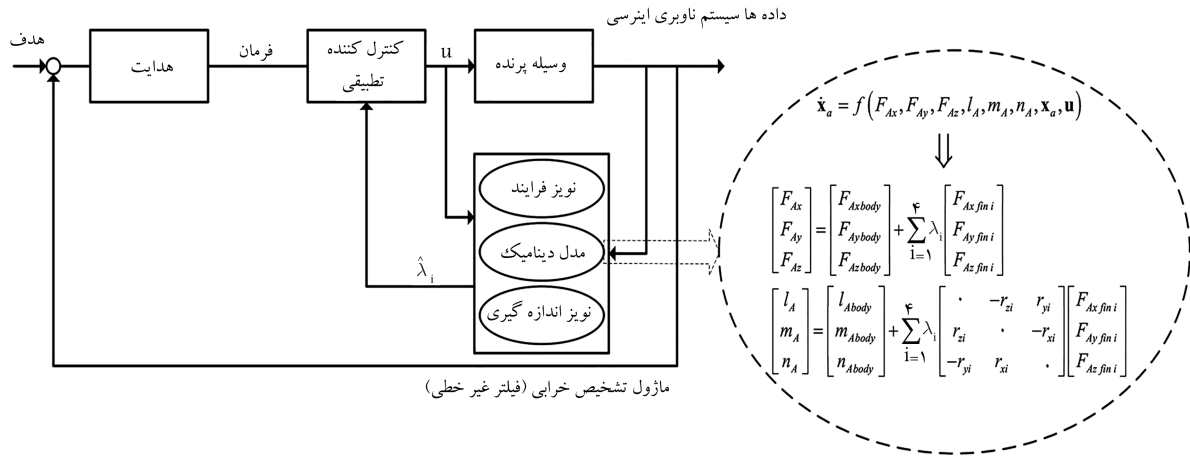
که در آن متغیر θ معرف زاویه‌ی پیچ و ϕ معرف زاویه‌ی رول وسیله است. همچنین زوایای اویار وسیله از طریق رابطه‌ی ۴ محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + q \sin(\phi) \tan(\theta) + r \cos(\phi) \tan(\theta) \\ \dot{\theta} &= q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \\ \dot{\psi} &= q \sin(\phi) \sec(\theta) + r \cos(\phi) \sec(\theta) \end{aligned} \quad (4)$$

نیروی آیرودینامیک نیز چنین مدل می‌شود:

$$\begin{aligned} F_{Ax} &= C_x \bar{q} s \\ F_{Ay} &= (C_y + C_{ypp} + C_{yrr} + C_{y\delta_r} \delta_r) \bar{q} s \\ F_{Az} &= (C_z + C_{zqq} + C_{z\delta_e} \delta_e) \bar{q} s \\ l_A &= (C_l + C_{lpp} + C_{lrr} + C_{l\delta_a} \delta_a) \bar{q} s d \\ m_A &= \{ C_m + (C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}) q + C_{m\delta_e} \delta_e \} \bar{q} s d \\ n_A &= (C_n + C_{npp} + C_{nrr} + C_{n\delta_r} \delta_r) \bar{q} s d \end{aligned} \quad (5)$$

در رابطه‌ی ۵، متغیرهای \bar{q} ، s و d به ترتیب معرف فشار دینامیکی، سطح و طول مرجع وسیله‌اند. همچنین \bar{q} ، C_y ، C_z ، C_l و C_m ضریب نیروها و ممان‌های



شکل ۳. نمودار بلوکی تشخیص و کنترل خرابی بالک.

الگوریتم پیشنهادی مورد نظر برای تشخیص خرابی در شکل ۳ نشان داده شده است.

در بخش بعدی فیلتر کالمن خنثی و همچنین نحوه استفاده از آن برای تخمین خرابی بررسی خواهد شد.

۴. تخمین پارامتر با استفاده از فیلتر کالمن خنثی

دینامیک سیستم در فضای حالت چنین بیان شده است:

$$\dot{x} = f(x, \lambda, t) + g(x, \lambda, t)u$$

$$y = h(x, t)$$

$$z(k) = y(k) + Gv(k) \quad (10)$$

که در آن x بردار حالت و u بردار ورودی است و مطابق رابطه‌های ۱۱ و ۱۲ تعریف می‌شود:

$$x = [\alpha \quad \beta \quad V \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta]^T \quad (11)$$

$$u = [\delta_1 \quad \delta_2 \quad \delta_3 \quad \delta_4]^T \quad (12)$$

همچنین y بردار مشاهدات و z بردار اندازه‌گیری است. ماتریس G نیز ماتریس نویز اندازه‌گیری و v بردار نویز سفید با میانگین صفر است.

برای تخمین پارامتر با استفاده از روش تخمین بردار حالت توسط یک فیلتر، باید پارامتر مجهول را به عنوان بردار حالت افزوده مطرح کرد. این کار با صفر قرار دادن مشتق پارامتر مجهول و اضافه کردن آن به بردار حالت قبلی انجام می‌شود. بنابراین:

$$x_a = \begin{bmatrix} x \\ \lambda_i \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\dot{\lambda}_i = 0 \quad (14)$$

فیلتر کالمن توسعه یافته، پرکاربردترین الگوریتم تخمین حالت برای سیستم‌های غیرخطی است. با این وجود، تنظیم این فیلترکاری مشکل است و در صورت شدت

عبارت دیگر:

$$\begin{bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{Ax body} \\ F_{Ay body} \\ F_{Az body} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{Ax fin s} \\ F_{Ay fin s} \\ F_{Az fin s} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} l_{Ax} \\ m_{Ay} \\ n_{Az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{A body} \\ m_{A body} \\ n_{A body} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l_{A fin s} \\ m_{A fin s} \\ n_{A fin s} \end{bmatrix} \quad (7)$$

که نیروها و ممان‌های بالک را می‌توان چنین نوشت:

$$\begin{bmatrix} F_{Ax fin s} \\ F_{Ay fin s} \\ F_{Az fin s} \end{bmatrix} = \sum_{i=1}^{\varphi} \begin{bmatrix} F_{Ax fin i} \\ F_{Ay fin i} \\ F_{Az fin i} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} l_{A fin s} \\ m_{A fin s} \\ n_{A fin s} \end{bmatrix} = \sum_{i=1}^{\varphi} \begin{bmatrix} \cdot & -r_{zi} & r_{yi} \\ r_{zi} & \cdot & -r_{xi} \\ -r_{yi} & r_{xi} & \cdot \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{Ax fin i} \\ F_{Ay fin i} \\ F_{Az fin i} \end{bmatrix} \quad (8)$$

در رابطه ۸، $[r_{xi} \quad r_{yi} \quad r_{zi}]^T$ بردار فاصله‌ی مرکز جرم تا مرکز آیرودینامیکی بالک i است.

برای محاسبه‌ی سهم بالک و بدنه به صورت جداگانه، از دو مدل استفاده می‌شود. در یک مدل، ضرایب آیرودینامیکی وسیله به صورت کامل محاسبه می‌شود و در مدل دوم فقط ضرایب آیرودینامیکی بدنه و دماغه‌ی وسیله محاسبه می‌شود. سپس برای محاسبه‌ی سهم هر بالک و اغتشاشات ناشی از حضور بالک‌ها، اختلاف این دو مدل بین هر بالک تقسیم و بنابراین سهم هر بالک محاسبه می‌شود. اکنون درصد صحت هر بالک با یک ضریب $0 \leq \lambda_i \leq 1$ معرفی می‌شود و بنابراین هدف بلوک شناسایی، تخمین ضرایب λ_i در زمانی محدود خواهد بود.

$$\begin{bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{Ax body} \\ F_{Ay body} \\ F_{Az body} \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^{\varphi} \lambda_i \begin{bmatrix} F_{Ax fin i} \\ F_{Ay fin i} \\ F_{Az fin i} \end{bmatrix} \quad (9)$$

جدول ۲. مشخصات جرمی و هندسی موشک.

| | |
|--------------------|------|
| وزن کل (کیلوگرم) | ۱۸۰۰ |
| طول بدنه (متر) | ۶ |
| قطر بدنه (متر) | ۱ |
| طول دماغه (متر) | ۱٫۵ |
| وتر بالکها (متر) | ۱ |
| دهانه بالکها (متر) | ۱ |

جدول ۳. شرایط اولیه پرواز.

| TGuide (ثانیه) | سرعت (متر بر ثانیه) | موقعیت (کیلومتر) | رهگیر |
|-------------------|---------------------|------------------|-------|
| ۲ | ۲۱۰ | {۰, ۰, ۰} | هدف |
| - | ۱۱۰ | {۱۰, ۱۰, ۱۰} | هدف |

مرتبه‌ی ماتریس \mathbf{M}_{Obs} برای مدل افزوده معرفی شده برابر با ۴ محاسبه شده است، به عبارتی تمام پارامترها مشاهده پذیرند.

۵. شبیه‌سازی و نتایج

برای تحلیل کارایی الگوریتم تشخیص پیشنهادی، چند سناریوی مختلف خرابی بالک طی عملیات تعقیب و گریز رهگیر و هدف شتاب‌دار مطرح شده است. مشخصات جرمی و هندسی موشک در جدول ۲ به صورت خلاصه آمده است.

همچنین شرایط اولیه‌ی رهگیر و هدف در جدول ۳ خلاصه شده است. عدم قطعیت‌های موردنظر در اجرای مونت‌کارلو شامل خطای آبرودینامیکی و خطای مربوط به سنسورهای اینرسی است. برای این منظور فرض شده است که هرکدام از ضرایب آبرودینامیکی و همچنین مقادیر بایاس و ضریب مقیاس سنسورها با توزیع نرمال به اندازه‌ی ۱۰ درصد نسبت به مقدار نامی دارای خطا باشد. نتایج برای ۲۰۰ اجرای مونت‌کارلو حاصل شده است.

در اولین سناریوی پیشنهادی، تمامی بالک‌ها سالم‌اند و خرابی رخ نداده است. در این شرایط فیلتر به درستی صحت بالک‌ها را نشان می‌دهد و همچنین رهگیر هدف را به درستی رهگیری کرده است. همچنین اتوپالوت وظیفه‌ی صفر نگه داشتن رول را به خوبی انجام داده است (شکل ۴ تا ۶). برای بررسی و اعتبارسنجی شبیه‌سازی نیز، برخی از پارامترهای عملکردی رهگیر و همچنین خطای تخمین پارامترها به همراه کوواریانس خطا برای سناریوی اول ترسیم و ارائه می‌شود (شکل ۷ تا ۹).

در سناریوی دوم از ثانیه‌ی دهم ۸۰٪، ۳۰٪ و ۲۰٪ بالک شماره یک، سه و چهار از بین می‌رود و بالک شماره دو بر اثر حرارت آبرودینامیکی شروع به سوختن می‌کند. همان‌طور که در شکل ۱۰ نیز مشاهده می‌شود، در الگوریتم معرفی شده، شرایط بالک‌ها به درستی تخمین زده شده است.

همان‌طور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، پس از خرابی بالک، کنترل‌کننده قادر به کنترل رول نخواهد بود و زاویه‌ی رول واگرا می‌شود. مشاهده می‌شود که زاویه‌ی رول رهگیر بعد از خرابی ۵ ثانیه زیر ۱۰ درجه است و در این زمان حتماً باید کنترل‌کننده متناسب با خرابی رخ داده شده سناریوی خود را تغییر دهد. در سناریوی سوم، شرایطی بررسی خواهد شد که بالک‌ها با فاصله‌ی زمانی

جدول ۱. الگوریتم فیلتر UKF [۳۲]

مقادیر اولیه:

$$\hat{\mathbf{x}}_0^+ = \mathbf{E}(\mathbf{x}_0)$$

$$\mathbf{P}_0^+ = \mathbf{E}[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0^+)(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0^+)^T]$$

محاسبه نقاط سیگما:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^i = \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+ + \mathbf{x}^i \quad i = 1, \dots, 2n$$

$$\mathbf{x}^i = (\sqrt{n\mathbf{P}_{k-1}^+})_i^T \quad i = 1, \dots, n$$

$$\mathbf{x}^{n+i} = -(\sqrt{n\mathbf{P}_{k-1}^+})_i^T \quad i = 1, \dots, n$$

به روز رسانی زمانی:

$$\hat{\mathbf{x}}_k^i = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^i, \mathbf{u}_k, t_k)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \hat{\mathbf{x}}_k^i$$

$$\mathbf{P}_k^- = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} (\hat{\mathbf{x}}_k^i - \hat{\mathbf{x}}_k^-)(\hat{\mathbf{x}}_k^i - \hat{\mathbf{x}}_k^-)^T + \mathbf{Q}_{k-1}$$

$$\hat{\mathbf{y}}_k^i = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^i, t_k)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_k^- = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \hat{\mathbf{y}}_k^i$$

به روز رسانی اندازه گیری ها:

$$\mathbf{P}_y = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} (\hat{\mathbf{y}}_k^i - \hat{\mathbf{y}}_k^-)(\hat{\mathbf{y}}_k^i - \hat{\mathbf{y}}_k^-)^T + \mathbf{R}_k$$

$$\mathbf{P}_{xy} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} (\hat{\mathbf{x}}_k^i - \hat{\mathbf{x}}_k^-)(\hat{\mathbf{y}}_k^i - \hat{\mathbf{y}}_k^-)^T$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{xy} \mathbf{P}_y^{-1}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k^-)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_k \mathbf{K}_k^T$$

غیرخطی بودن سیستم، تخمینی غیر قابل اعتماد ارائه می‌دهد. بنابراین در این مقاله از فیلتر کالمن خنثی استفاده می‌شود.

فیلتر کالمن خنثی یک فیلتر بر اساس کم‌ترین میانگین مربع خطا بازگشتی است که در آن برای به روزرسانی میانگین و کوواریانس از تبدیل unscented استفاده می‌شود که بر اساس آن به جای انتقال کل تابع چگالی احتمال، تابع غیرخطی روی مجموعه‌ی از نقاط اعمال می‌شود. در جدول ۱ فرمولاسیون و الگوریتم فیلتر کالمن خنثی بیان شده است.

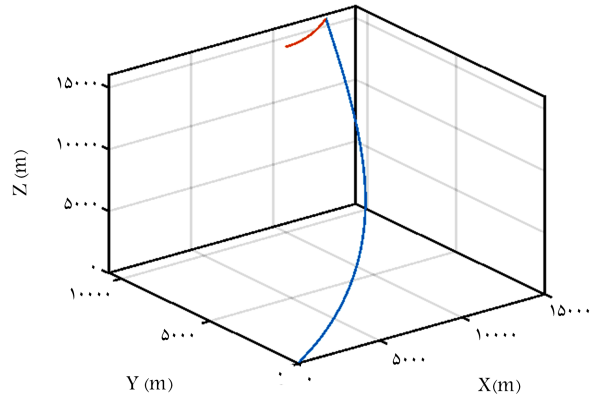
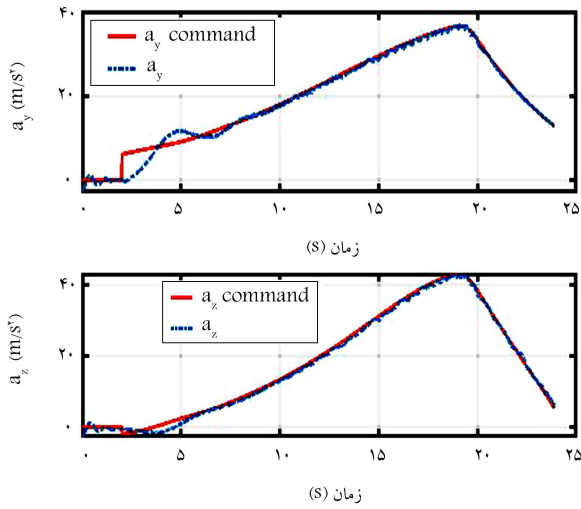
همچنین لازم است که مشاهده‌پذیری مدل معرفی شده، در تمام نقاط کاری بررسی شود. برای مشاهده‌پذیری بودن پارامترها، باید رتبه‌ی ماتریس مشاهده‌پذیری \mathbf{M}_{Obs} ، برابر با تعداد پارامترهایی باشد که توسط تخمین حالت تخمین زده می‌شود. [۳۵]

$$\mathbf{M}_{\text{Obs}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial L_f h_1}{\partial \lambda_1} & \dots & \frac{\partial L_f h_1}{\partial \lambda_k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial L_f h_m}{\partial \lambda_1} & \dots & \frac{\partial L_f h_m}{\partial \lambda_k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial L_f^{n-1} h_1}{\partial \lambda_1} & \dots & \frac{\partial L_f^{n-1} h_1}{\partial \lambda_k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial L_f^{n-1} h_m}{\partial \lambda_1} & \dots & \frac{\partial L_f^{n-1} h_m}{\partial \lambda_k} \end{bmatrix} \quad (15)$$

در رابطه‌ی ۱۵، معرف مشتق لی تابع h نسبت به میدان f است و چنین محاسبه می‌شود:

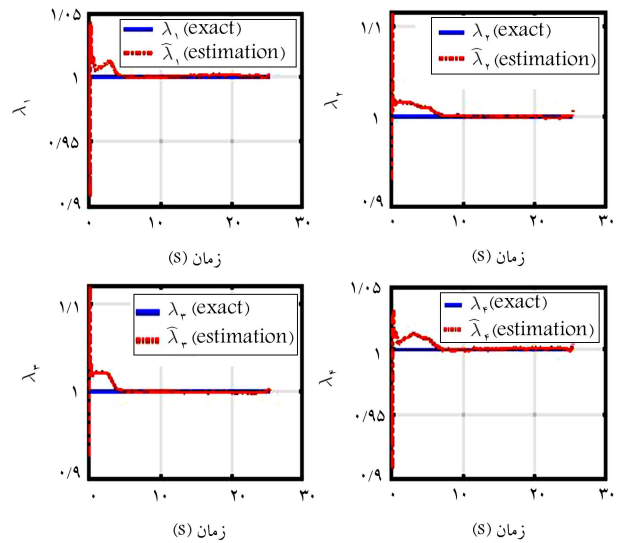
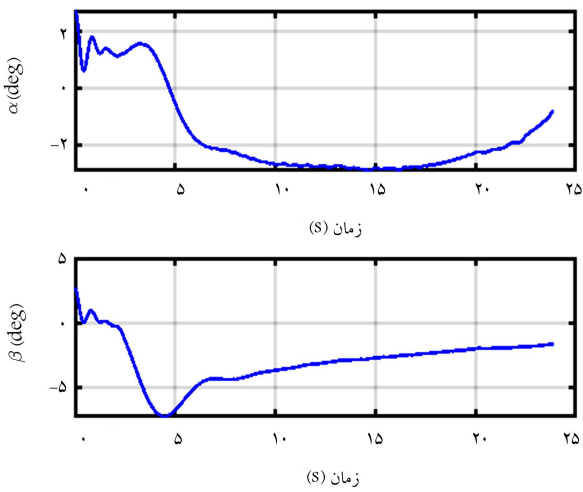
$$L_f h_j = \frac{\partial h_j}{\partial \mathbf{x}} f_i = \sum_{i=1}^n \frac{\partial h_j}{\partial x_i} f_i \quad (16)$$

$$L_f^n h_j = L_f (L_f^{n-1} h_j) \quad (17)$$



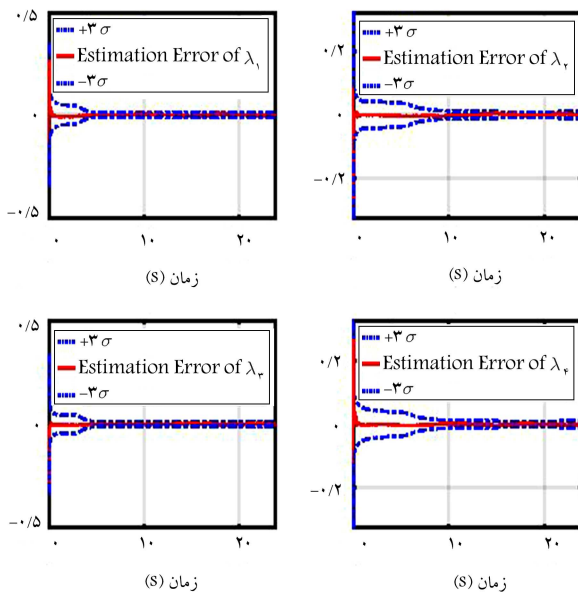
شکل ۴. هندسه‌ی برخورد رهگیر و هدف (سناریوی اول).

شکل ۷. مقایسه‌ی شتاب فرمان و شتاب رهگیر (سناریوی اول).

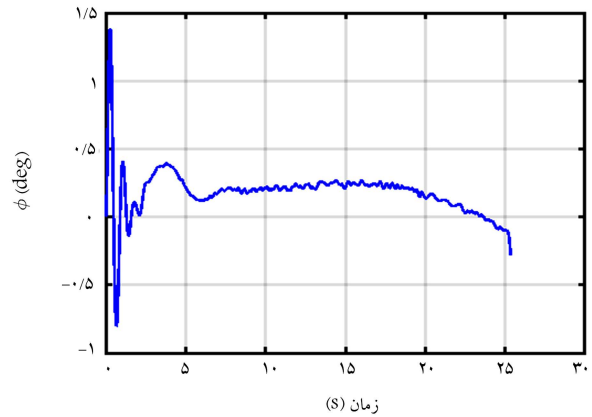


شکل ۵. درصد سلامت تخمین زده شده هر بالک (سناریوی اول).

شکل ۸. زاویه‌ی حمله و زاویه‌ی سرش جانبی رهگیر (سناریوی اول).

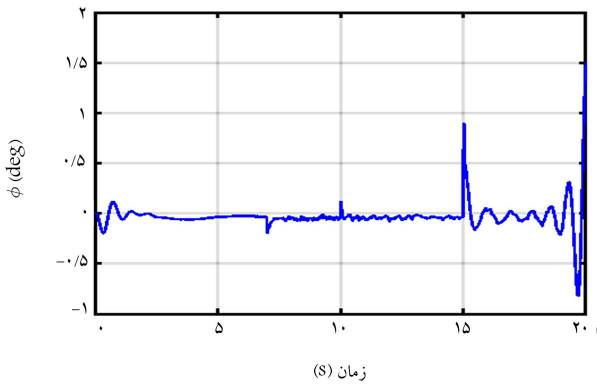


شکل ۹. خطای تخمین پارامترها به همراه ۳ sigma هر پارامتر (سناریوی اول).

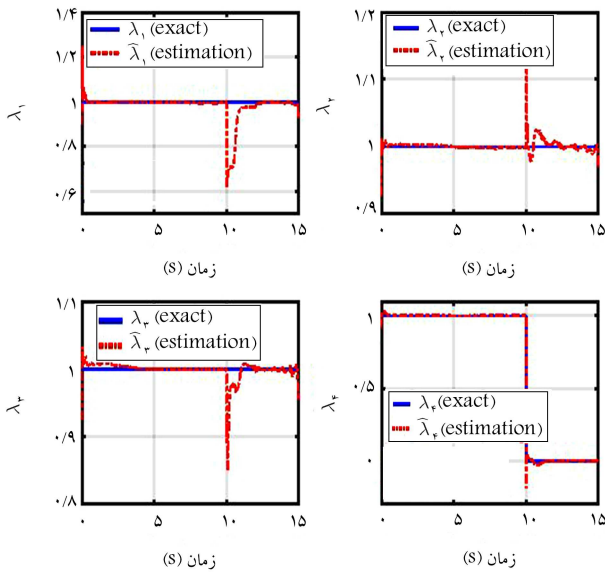


شکل ۶. زاویه‌ی رول رهگیر (سناریوی اول).

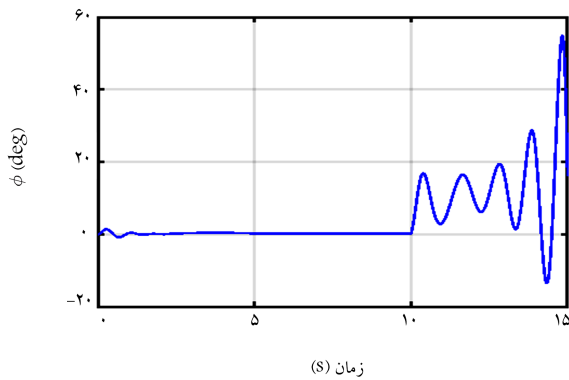
دچار خرابی شوند. در این سناریو از ثانیه‌ی هفتم میزان 40% بالک دو، از ثانیه‌ی دهم میزان 20% بالک سه و از ثانیه‌ی پانزدهم نیز 60% بالک شماره چهار از بین می‌رود و بالک شماره یک نیز از زمان پنج ثانیه بر اثر حرارت آیرودینامیکی شروع به سوختن می‌کند. نتایج مربوط به این سناریو نیز در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۳. زاویه ی رول رهگیر (سناریوی سوم).

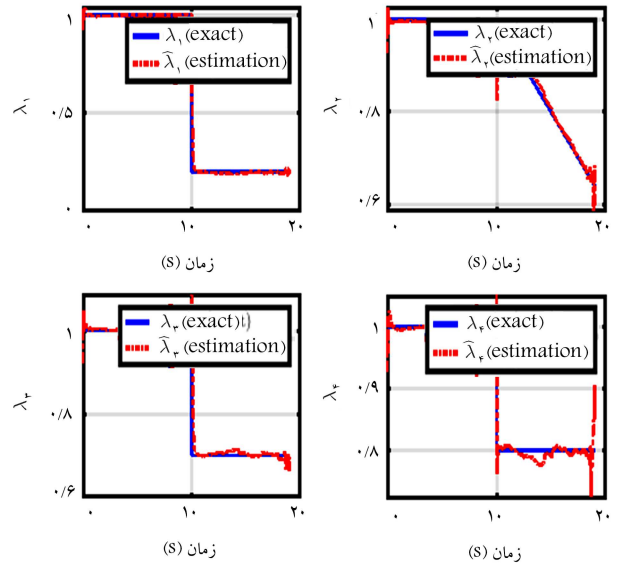


شکل ۱۴. درصد سلامت تخمین زده شده ی بالک (سناریوی چهارم).

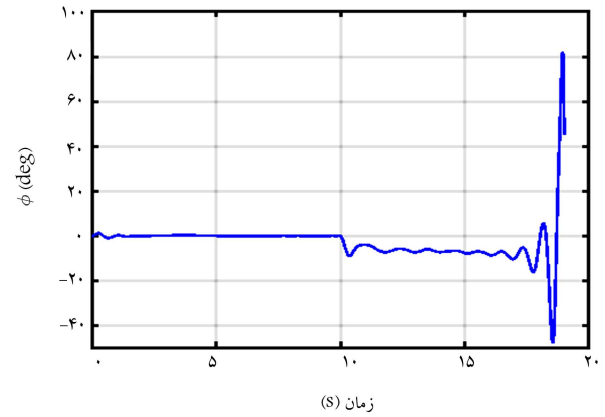


شکل ۱۵. زاویه ی رول رهگیر (سناریوی چهارم).

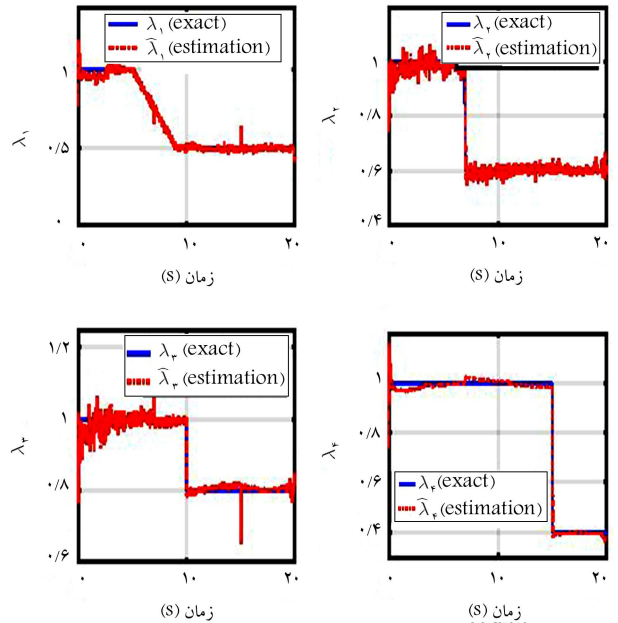
در سناریوی اخر نیز بالک سوم در ثانیه ی دهم به طور ناگهانی جدا می شود. همان طور که در شکل های ۱۴ و ۱۵ مشاهده می شود، نتایج تخمین باز هم به درستی و بلافاصله شرایط بالک ها را گزارش می کند. البته باید توجه کرد قبل از شکست سناریو، باید شرایط بالک ها به کنترل کننده ارسال و تصمیمات مناسب اتخاذ شود.



شکل ۱۰. درصد سلامت تخمین زده شده ی هر بالک (سناریوی دوم).



شکل ۱۱. زاویه ی رول رهگیر (سناریوی دوم).



شکل ۱۲. درصد سلامت تخمین زده شده ی هر بالک (سناریوی سوم).

۶. نتیجه‌گیری

فیلتر تخمین‌گر، سلامت هریک از بالک‌ها در طول زمان تخمین زده شد. با اطلاع از میزان سلامت هریک از بالک‌ها می‌توان ضرایب آیرودینامیکی جدید و بنابراین مدل جدید را محاسبه کرد.

نتایج شبیه‌سازی کارآیی بالای الگوریتم معرفی شده را نشان می‌دهد و وضعیت سلامت بالک در هر لحظه از زمان به درستی تخمین زده می‌شود. با ارسال این نتایج به کنترل‌کننده می‌توان از شکست پروژه جلوگیری کرد.

در این مقاله یک روش برای شناسایی خرابی بالک‌های آیرودینامیکی وسیله‌ی مافوق صوت، شامل سوختن یا شکستن بالک با استفاده از داده‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی پیشنهاد شده است. به‌منظور تشخیص خرابی و تخمین ضرایب آیرودینامیکی وسیله بعد از خرابی، یک مدل آیرودینامیکی معادل پیشنهاد شده و با استفاده از یک

پانوشته‌ها

1. failure tolerant control
2. parity space
3. unscented Kalman filter (UKF)

منابع (References)

1. Blanke, M. "Fault-tolerant control systems", In *Advances in Control*, pp. 171-196 Springer, London (1999).
2. Zhang, Y. and Jin, J. "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems", *Annual Reviews in Control*, **32**(2), pp. 229-251 (2008).
3. Johnson, D.M. "A review of fault management techniques used in safety-critical avionic systems", *Progress in Aerospace Sciences*, **32**(5), pp. 415-431 (1996).
4. Frank, P.M. "Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy: a survey and some new results", *Automatic*, **26**(3), pp. 459-474 (1990).
5. Marzat, J., Piet-Lahanier, H., Damongeot, F. and et al. "Model-based fault diagnosis for aerospace systems: a survey", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **226**(10), pp. 1329-1360 (2012).
6. Patton, R.J. and Chen, J. "Review of parity space approaches to fault diagnosis for aerospace systems", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **17**(2), pp. 278-285 (1994).
7. Adrot, O. and Flaus, J.M. "Fault detection based on uncertain models with bounded parameters and bounded parameter variations", *IFAC Proceedings Volumes*, **41**(2), pp. 7338-7343 (2008).
8. Zhao, J. "Fault detection for nonlinear systems based on parity space approach", In *Proceedings of the 30th Chinese Control Conference*, IEEE pp. 838-842 (2011).
9. Basri, H.M., Lias, K., Abidin, W.W.Z. and et al. "Fault detection using dynamic parity space approach", In *2012 IEEE International Power Engineering and Optimization Conference Melaka*, Malaysia, IEEE, pp. 52-56 (2012).
10. Zhong, M., Song, Y., Xue, T. and et al. "Parity space-based fault detection by minimum error minimax probability machine", *IFAC-Papers OnLine*, **51**(24), pp. 1292-1297 (2018).
11. Hanlon P.D. and Maybeck, P.S. "Multiple-model adaptive estimation using a residual correlation Kalman filter bank", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **36** (2), pp. 393-406 (2000).
12. Kun, Q., Xiangping, P., Hao, Y. and et al. "Aircraft health monitoring system using multiple-model adaptive estimation", In *2010 Second WRI Global Congress on Intelligent Systems*, **1**, IEEE, pp. 254-257 (2010).
13. Li, X.J. and Yang, G.H. "Adaptive fault detection and isolation approach for actuator stuck faults in closed-loop systems", *International Journal of Control, Automation and Systems*, **10**(4), pp. 830-834 (2012).
14. Meskin, N., Jiang, T., Sobhani, E. and et al. "Nonlinear geometric approach to fault detection and isolation in an aircraft nonlinear longitudinal model", In *2007 American Control Conference*, IEEE pp. 5771-5776 (2007).
15. Mack, S., Tao, G. and Burkholder, J. "Adaptive Detection of Aircraft Actuator Failures and Aerodynamic Damage", In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, p. 8145 (2010).
16. Yang, X., Warren, M., Arain, B. and et al. "A UKF-based estimation strategy for actuator fault detection of UASs", In *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, IEEE pp. 516-525 (2013).
17. Lee, H., Snyder, S., Patterson, A. and et al. "Aircraft actuator fault detection and isolation using piecewise constant fault estimation scheme", In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, p. 0373 (2016).
18. Mahdiabadi, M. and Mahmoodnia, A. "Fault detection and isolation of reaction wheel based on neural network", *2nd Joint Congress on Fuzzy and Intelligent Systems*, (In Persian) (2008).
19. Roshanian, J., Hassani, S.M.M., Nazari, M.M. and et al. "Fault detection for an aerospace launch vehicle using sliding mode observer". *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, **26**(3), pp. 49-56, (In Persian) (2013).
20. Crawford, L.S., Sharma, V. and Menon. P.K. "Numerical synthesis of a failure-tolerant, nonlinear adaptive autopilot", In *Proceedings of the 2000. IEEE International Conference on Control Applications. Conference Proceedings (Cat. No. 00CH37162)*, IEEE pp. 461-466 (2000).
21. Halder, P., Chaudhuri, S.K. and Mukhopadhyay. S. "Fault detection, diagnosis and control in a tactical aerospace vehicle", In *TENCON 2003. Conference on Convergent Technologies for Asia-Pacific Region*, **4**, IEEE. pp. 1357-1361 (2003).

22. Chen, W.H. "Nonlinear disturbance observer-enhanced dynamic inversion control of missiles", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **26**(1), pp. 161-166 (2003).
23. Yu, C., Huang, X.H. and Min, W. "Missile fault detection based on linear parameter varying fault detection filter", *Information Technology Journal*, **8**(3), pp. 340-346 (2009).
24. Marzat, J., Piet-Lahanier, H., Damongeot, F. and et al. "Fault diagnosis for nonlinear aircraft based on control-induced redundancy", *In 2010 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*, IEEE pp. 119-124 (2010).
25. Fathi Jegarkandi, M., Ashrafifar, A. and Mohsenipour, R. "Adaptive integrated guidance and fault tolerant control using backstepping and sliding mode", *International Journal of Aerospace Engineering*, **2015** (2015). <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2015/253478>.
26. Liu, Y., Zhang, L., Wang, W. and et al. "Incipient fault detection of guided missiles based on adaptive and sliding-mode observer", *In 2016 Prognostics and System Health Management Conference (PHM-Chengdu)*, IEEE. pp. 1-5 (2016).
27. Peng, S., Jiang, H., Zuo, P. and et al. "Oscillatory failure case detection in the missile actuators electrical flight control system by adaptive unknown input observer", *In 2018 Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, IEEE pp. 2557-2562 (2018).
28. Tan, J., Fan, Y., Yan, P. and et al. "Sliding mode fault tolerant control for unmanned aerial vehicle with sensor and actuator faults", *Sensors*, **19**(3), p. 643 (2019).
29. Jiang, J. and Zhao, Q. "Should we use parameter estimation or state estimation based FDI algorithms?", *IFAC Proceedings Volumes*, **30**(18), pp. 459-464 (1997).
30. Stevens, B.L., Lewis, F.L. and Johnson, E.N., *Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems*, John Wiley & Sons (2015).
31. Zipfel, P.H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (2007).
32. Hemsch, M.J. "Tactical missile aerodynamics: General topics", *Progress in Astronautics and Aeronautics*, **141** (1992).
33. Julier, S.J. and Uhlmann, J.K. "New extension of the Kalman filter to nonlinear systems", *In Signal processing, sensor fusion, and target recognition VI*, **3068**, International Society for Optics and Photonics, pp. 182-194 (1997).
34. Simon, D., *Optimal State Estimation: Kalman, H Infinity, and Nonlinear Approaches*, John Wiley & Sons (2006).
35. Anguelova, M., *Nonlinear Observability and Identifiability: General Theory and a Case Study of a Kinetic Model For S. Cerevisiae* (2004).