

شبیه ساز پرواز عددی و کاربرد آن در طراحی کنترل موشک مانورپذیر با رویکرد طراحی چند منظوره

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۷

کد مقاله: ۹۴۳۱۲

ایمان فزونی تلوکی^۱، مازیار حسینی^۲، رضا طلوعی^۳

چکیده

در این مقاله یک شبیه‌ساز پرواز عددی کاربرد آن در طراحی و ساخت سیستم کنترلی موشک مانورپذیر با رویکرد طراحی چندمنظوره پرداخته شده است. در این مقاله یک حل‌کننده جریان ناپایدار در شبکه‌های هیبریدی متحرک، یک حل‌کننده دینامیک صلب و یک ماژول از سیستم کنترل پرواز با هم ترکیب و ادغام شده اند. همچنین تکنیکی از شبکه‌های هیبریدی پویا برای کنترل سطوح کنترل فعال با شکل‌گیری بدنه، با تکنیک شبکه‌های همپوشانی پویا بدون ساختار موازی که شبکه‌های متحرک مناسبی را بر روی سطوح کنترلی منحرف کننده ایجاد می‌کند (سکان‌های بدنه یک موشک) ایجاد شده است. برای مسائل جفت شده جریان/سینماتیک، معادلات ۶ درجه آزادی با یک روش صریح یا ضمنی همراه با حل‌کننده دینامیک سیالات عددی اورانوس حل می‌شوند. ماژول قانون کنترل به صراحت به شبیه‌ساز پرواز عددی متصل می‌شود و سپس با شبیه سازی فرآیند مانور تنش یک مدل موشک قابل مانور بهبود و بهینه‌سازی شده اند. سپس یک روش وارونگی دینامیکی غیرخطی برای طراحی قانون کنترل برای فرآیند تنش مدل موشک قابل مانور اجرا می‌شود. شبیه سازی و تجزیه و تحلیل فرآیند مانور پیچینگ توسط شبیه‌ساز پرواز عددی برای بهبود قانون کنترل پرواز انجام می‌شود. عملکرد پاسخ کنترل بالاتر با تنظیم فاکتورهای بهره و افزودن یک انتگرالگر به حلقه کنترل به دست می‌آید.

واژگان کلیدی: کنترل پرواز، روش جفت جریان سینماتیک، روش دینامیک بدنه صلب، وارونگی دینامیکی غیرخطی، موشک مانورپذیر

۱- دانشجوی دکتری هوافضا دانشگاه شهید بهشتی (نویسنده مسئول)

۲- دانشجوی دکتری هوافضا دانشگاه شهید بهشتی

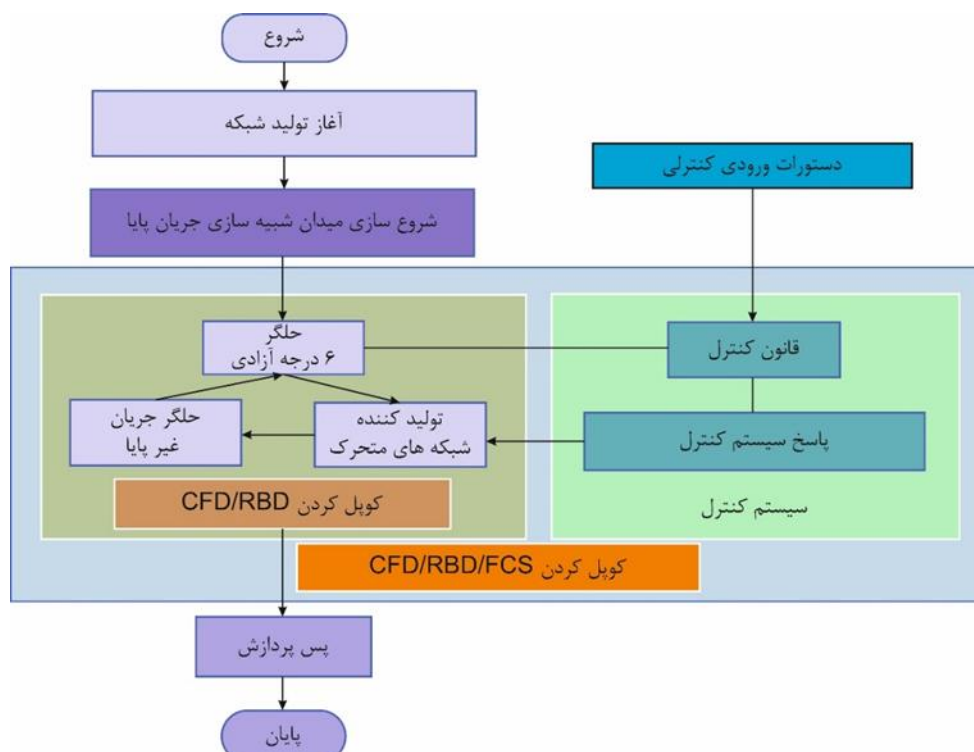
۳- دانشیار دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه شهید بهشتی

در سال های اخیر، افزایش تقاضا برای مانور و چابکی مستلزم عملکرد برتر وسایل نقلیه هوافضا در شرایط ناپایدار و سیستم های کنترل پرواز با کیفیت بالاتر است. پوشش پرواز هواپیماهای نسل بعدی روز به روز گسترده تر و ویژگی های آیرودینامیکی از فاصله خطی فراتر رفته و پیشرفت های چشمگیر و روز افزونی را دارا می باشد. پس می توان این نتیجه را استنباط و برداشت کرد که قوانین کنترل سنتی مبتنی بر فرض خطی با اغتشاشات کوچک دیگر مناسب نیستند و باید راه های تازه و نوین تری را پیش گرفت. بعلاوه، هواپیماهای نسل بعدی و جدید عملکرد مانور بسیار بالاتری خواهند داشت که در نتیجه اثرات ناپایداری قوی تر، و جفت قوی تر آیرودینامیک و سینماتیک، و همچنین قانون کنترل پرواز و حتی دینامیک ساختاری (آئروالاستیک^۱) خواهد داشت که بسیار این مسائل اهمیت پیدا می کنند. برای حل این مسائل پیچیده و شدیداً همراه چند فیزیک، فناوری های آزمایشی پرواز مجازی [۴-۱] توسعه یافته اند. توسعه سریع علم کامپیوتر و روش های عددی منجر به افزایش توجه به روش های شبیه سازی چند فیزیک مبتنی بر دینامیک سیالات عددی می شود که امروزه به کمک آن، هزینه های زیادی در صنعت صرفه جویی شدند. هدف از این روش ها پیش بینی ویژگی های پاسخ حلقه بسته در طول پرواز مانور از طریق شبیه سازی های عددی، معروف به پرواز مجازی عددی یا پرواز دیجیتال است. در دو دهه گذشته شاهد توسعه سیستم های نرم افزاری یکپارچه شبیه سازی عددی، پرواز مجازی و بهینه سازی در بسیاری از برنامه ها، مانند برنامه AVT-161 سازمان پیمان تحقیقاتی، برنامه سیگما^۲ (شبیه سازی مانورهای پیچیده) بوده ایم [۷]. برنامه 9 DLR.Digital-X8، و CREATE (ابزارها و محیط کسب مهندسی محاسباتی و مهندسی) برنامه وزارت دفاع HPCMP در آمریکا. در برنامه فرعی CREATE-AV (خودرو-خودرو)، یک برنامه بلند مدت ۱۲ ساله از سال ۲۰۰۸، دو سیستم شبیه سازی چند فیزیک به نام های Kestrel و Helios برای هواپیماها و هلیکوپترهای بال ثابت توسعه یافتند که بسیار در پیشرفت صنعت هوایی و الیخصوص صنعت هوافضا نقش به سزایی داشتند. هدف اصلی Kestrel و Helios توسعه ابزارهای شبیه سازی پرواز مجازی لازم برای هواپیماهای نسل بعدی و جدید تر است. برخی از نتایج هیجان انگیز توسط این حل کننده های همراه در مجموعه ای از مقالات گزارش شده است که در ادامه آورده شده اند. با استفاده از ابزارهای شبیه ساز پرواز عددی، مهندسان می توانند قانون کنترل پرواز را برای پروازهای مانور سریع ارزیابی کرده و بیشتر بهبود ببخشند، که منجر به دگرگونی و نوآوری در الگوهای طراحی هواپیما از حالت سنتی «پرواز و تعمیر» به حالت طراحی چند منظوره یکپارچه می شود. [۱۶] حتی در مرحله طراحی مفهومی اولیه، اثرات سیستم کنترل پرواز را می توان برای جلوگیری از خطرات آزمایش های پروازی بعدی و بهبود و بهینه سازی بیشتر طراحی پیکربندی های آیرودینامیکی و سیستم کنترل پرواز در مرحله طراحی دقیق در نظر گرفت. در واقع، روش های جفت شده دینامیک سیالات محاسباتی و دینامیک بدن صلب در دو دهه گذشته به طور مداوم در جامعه دانشگاهی مورد مطالعه قرار گرفته اند که بر روش ها و رویکرد های جفت شده و تجزیه و تحلیل پایداری پرواز تمرکز دارند. برای مثال، ژانگ و همکاران [۱۷]. عملکرد پایداری دینامیکی یک کپسول ورود مجدد و یک بال دلتا گهواره ای [۱۹] را مطالعه کرد. یانگ و همکاران حرکت رول و جفت لغزش یک بال دلتا باریک [۲۰] را شبیه سازی کرد. ساهو پیش بینی عددی دقیقی از آیرودینامیک پرواز آزاد یک پرتابه پره دار انجام داد. [۲۰] با این حال، اکثر آثار قبلی پاسخ قانون کنترل را در نظر نگرفتند. در سال های اخیر، برخی مطالعات اولیه در مورد پاسخ دینامیکی به دست آوردند.

یک حل کننده جفت شده دینامیک سیالات محاسباتی و دینامیک صلب بر روی شبکه های ساختاری همپوشانی پویا و هوشمند ایجاد کرده و مانور پیچینگ^۳ یک موشک با بال های ضربه ای را شبیه سازی کرده است.

شی و همکاران مدل سازی دینامیک سیالات محاسباتی و دینامیک صلب همراه برای یک پرتابه پره دار با کنترل، با استفاده از شبکه های ساختاری که با هم تداخل دارند را شبیه ساینز کردند [۱۸]. چن و همکاران یک کنترلر را به حل کننده جفت شده دینامیک سیالات محاسباتی و دینامیک صلب خود در شبکه های ساختار یافته متحرک متصل کرد [۲۴]. آلن و همکاران مکانیک پرواز طولی را با کنترل مبتنی بر حل کننده ساختار یافته دینامیک سیالات عددی مطالعه کردند. با این حال، شبیه ساز پرواز عددی یک وسیله نقلیه واقعی با هندسه پیچیده هنوز یک کار دشوار یا حتی یک چالش بزرگ است که مهندسين با آن درگیر هستند. [۵، ۸، ۱۰]

1 Aeroelasticity
2 Sikma
3 Pitching



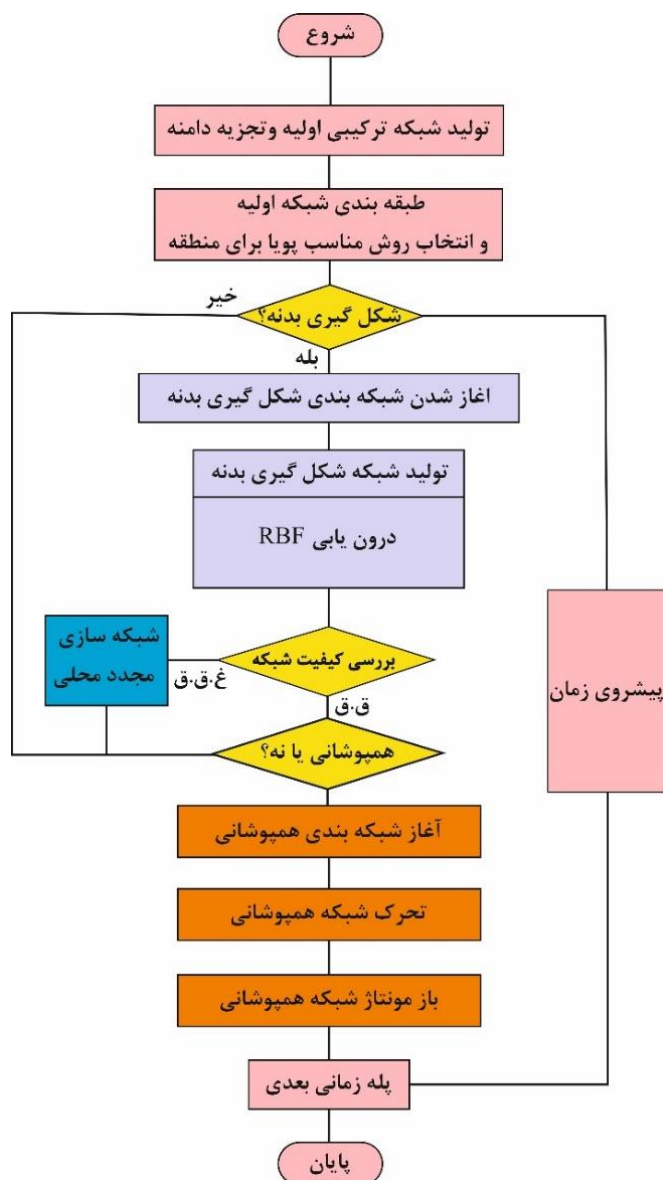
شکل ۱: نمودار جریان شبیه‌ساز پرواز عددی جفت شده دینامیک سیالات عددی، دینامیک بدنه صبل و سیستم کنترل پرواز

برای یک سیستم شبیه‌ساز پرواز عددی جفت شده دینامیک سیالات عددی، دینامیک بدنه صبل و سیستم کنترل پرواز^۱، سه موضوع کلیدی باید در نظر گرفته شود: تولید مش متحرک، شبیه سازی جریان ناپایدار، و روش جفت چند منظوره ای. بر اساس فعالیت های پیشین نویسندگان، یک شبیه‌ساز پرواز عددی مبتنی بر دینامیک سیالات عددی در اینجا ارائه شده است که یک حل کننده جریان ناپایدار روی شبکه‌های هیبریدی متحرک، یک حل کننده دینامیک بدنه صلب و یک ماژول از سیستم کنترل پرواز را ادغام می‌کند. سپس این شبیه‌ساز در شبیه‌سازی فرآیند مانور پیچینگ یک مدل موشک قابل مانور برای بهبود قانون کنترل استفاده می‌شود. یک تکنیک شبکه هیبریدی پویا برای بررسی سطوح کنترل فعال با شکل‌گیری بدن توسعه داده شده است. یک تکنیک شبکه همپوشانی دینامیکی موازی بدون ساختار برای ایجاد شبکه‌های متحرک مناسب بر روی سطوح کنترلی منحرف کننده (مانند سکان‌های کنترل کننده یک موشک)، در حالی که شکل‌گیری بدنه یا سطح کنترل توسط یک تابع پایه شعاع^۲ کنترل می‌شود، استنتاج می‌شود. درونیایی با دیگر رویکردهای شبکه شکل‌گیری. میدان جریان ناپایدار توسط یک حل کننده اورانوس موازی بر اساس روش حجم محدود سلول مرکز مرتبه دوم شبیه‌سازی شده است. برای مسائل جفت شده جریان/سینماتیک، معادلات ۶ درجه آزادی با روش صریح یا ضمنی همراه با حل کننده دینامیک سیالات عددی اورانوس حل می‌شوند. ماژول کنترل به صراحت در شبیه‌ساز پرواز عددی کوپل شده، به دلیل اثرات غیرخطی قوی مدل موشک در زوایای حمله بالا و اثرات پسماند قوی ناشی از مانور با سرعت بالا، قانون کنترل خطی سنتی دیگر مناسب نیست. از این رو، ما از روش وارونگی دینامیکی غیرخطی^۳، به جای رویکرد کنترلی^۲ پرکاربرد، [۲۴، ۳۱] برای طراحی قانون کنترل استفاده شده است. فرآیند پیاده‌سازی مدل با فرمان کنترل ورودی (زاویه افزایش حمله از ۰ تا ۳۰) توسط شبیه‌ساز پرواز عددی شبیه‌سازی شده و تأثیرات پارامترهای کنترلی تحلیل می‌شود. عملکرد کنترل بالاتر با تنظیم فاکتورهای بهره و افزودن یک انتگرالگر به حلقه کنترل به دست می‌آید.

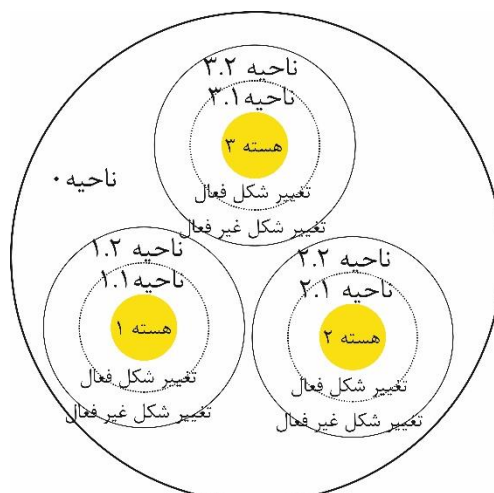
1 CFD/RBD/Flight Control System (FCS)

2 Radial Basis Function

3 Proportional-Integral-Derivative



شکل ۲: رویه تولید شبکه هیبریدی پویا



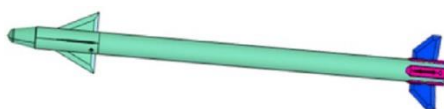
شکل ۳: استراتژی تجزیه حوزه سینماتیکی و محاسباتی چند بدنه.

۲- روش های عددی شبیه ساز شبیه ساز پرواز مجازی عددی مبتنی بر دینامیک سیالات عددی

۲-۱- روش اصلی شبیه‌ساز پرواز عددی جفت شده دینامیک سیالات عددی، دینامیک بدنه صلب

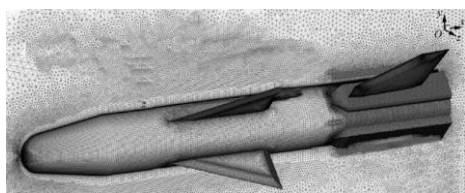
و سیستم کنترل پرواز

همانطور که در بخش ۱ بحث شد، به منظور شبیه سازی مسائل جفت شده آیرودینامیک/ سینماتیک/ کنترل پرواز، ابتدا باید یک حل کننده یکپارچه چند فیزیک راه اندازی شود که در آن مازول های تولید شبکه دینامیکی، شبیه سازی جریان ناپایدار، محاسبه معادلات ۶ درجه آزادی و قانون کنترل پرواز باید در یک چارچوب یکپارچه جفت شوند.



شکل ۴: پیکربندی مدل موشک مانورپذیر

در این مقاله، یک شبیه‌ساز پرواز عددی جفت شده دینامیک سیالات عددی، دینامیک بدنه صلب و سیستم کنترل پرواز همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است، توسعه داده شده است. این روش را می‌توان به صورت زیر توصیف کرد:



شکل ۵: شبکه های اولیه روی مدل موشک

۱. برنامه با تولید اولیه شبکه بدون ساختار شروع می‌شود. اگر رویکرد شبکه همپوشانی برای مقابله با بخش‌های مختلف میدان جریان اتخاذ شود، یک سوراخ ضمنی موازی برای جمع‌آوری شبکه‌های همپوشانی انجام می‌شود. [۳۲]
۲. میدان جریان ثابت اولیه توسط حل کننده اورانوس شبیه سازی شده و سپس نیروهای آیرودینامیکی برای حالت پایدار اولیه ($n=0$) گام) به دست می‌آیند.

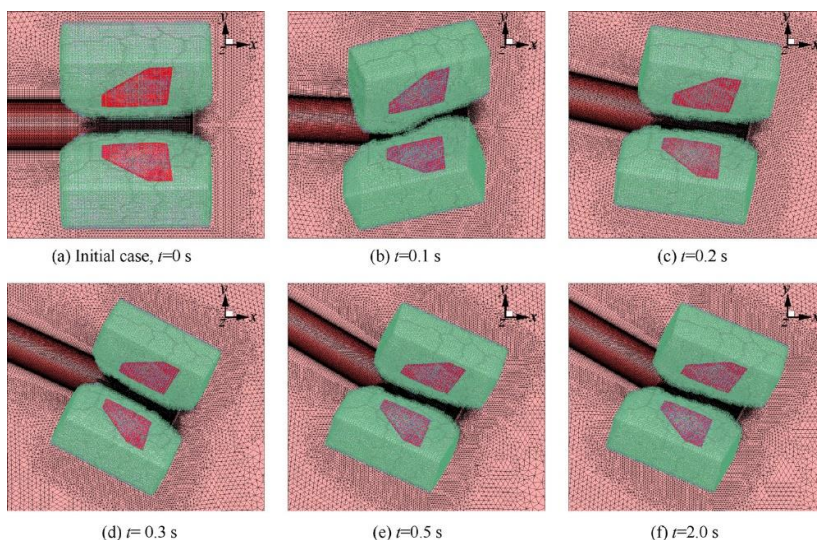
۳. نیروهای آیرودینامیکی را با حل کننده معادلات ۶ درجه آزادی جایگزین می‌شوند تا اطلاعات معادلات مرحله زمانی بعدی ($n+1$) گام) را بدست آورد.

۴. نیروهای آیرودینامیکی و اطلاعات ۶ درجه آزادی جسم را به مازول قانون کنترل پرواز وارد کنید تا انحراف سطوح کنترل مرحله زمانی ($n+1$) را بدست آورید.

۵. شبکه های متحرک را با توجه به اطلاعات ۶ درجه آزادی جسم و سطوح کنترل در مرحله زمانی ($n+1$) ایجاد کنید.

۶. میدان جریان ناپایدار را شبیه سازی کنید و نیروهای آیرودینامیکی را در گام زمانی ($n+1$) توسط حل کننده اورانوس محاسبه کنید.

۷. مراحل (۱) - (۶) را تا زمانی که به هدف برسد تکرار می‌شوند. در بخش های فرعی بعدی، جزئیات برخی از مازول های اصلی و اجرای یکپارچه سازی مازول‌ها را مورد بحث قرار خواهیم داد.



شکل ۶: شبکه های همپوشانی پویا بر روی سکان های منحرف کننده در حین حرکت.

۲-۲- تکنیک تولید شبکه های هیبریدی پویا

از آنجایی که تولید شبکه اولین گام برای شبیه سازی دینامیک سیالات عددی است، کیفیت شبکه مستقیماً بر دقت نتایج عددی تأثیر می‌گذارد و هرچه این مقدار تا مقدار مشخصی بیشتر انجام شده و شبکه بندی بیشتری بر روی شکل اعمال شود دقت

مسئله به پهنه ترین حالت خود می‌رسد، به ویژه برای جسم‌هایی که ساختار پیچیده دارند. سطح اتوماسیون تولید شبکه مستقیماً به بازده شبیه سازی پرواز مانور بستگی دارد. برای مقابله با انحراف سطوح کنترلی در طول پروازهای مانور، تکنیک شبکه همپوشانی یا تکنیک شبکه لغزشی باید یک انتخاب ارجح باشد و در اولویت قرار بگیرد. بنابراین تمام تکنیک‌های شبکه متحرک را بر اساس کارهای قبلی دیگر نویسندگان در ژنراتور شبکه پویا ادغام می‌شوند. [۲۶، ۲۸]

به منظور ادغام تکنیک‌های شبکه متحرک در یک ژنراتور شبکه به عنوان ماژول‌های مستقل، یک رویکرد تجزیه حوزه محاسباتی و سینماتیکی همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است، توسعه داده شده است. برای مثال، سینماتیک چند بدنه را می‌توان به تبدیل مرکز ثقل هر جسم در سیستم مختصات زمین اینرسی، در حالی که بدن در سیستم مختصات ثابت بدن خود شکل می‌گیرد و می‌چرخد. سپس حوزه محاسباتی را می‌توان به چندین ناحیه تجزیه کرد: منطقه شبکه پس زمینه (منطقه ۰)، مناطق تغییر شکل فعال و مناطق تغییر شکل غیرفعال در اطراف هر جسم. برخی از مناطق هر بدنه ممکن است با یکدیگر همپوشانی داشته باشند (به عنوان مثال، منطقه ۱، ۲ و منطقه ۲، ۲ در شکل ۲)، یا مناطق ۱-۳ ممکن است با منطقه شبکه پس زمینه (منطقه ۰) مطابق با منابع همپوشانی داشته باشند. ۱۲-۱۵. برای این موارد، تکنیک شبکه همپوشانی اتخاذ شده است. علاوه بر این، برای هر جسم در شکل ۱ (خواه یک منطقه تغییر شکل فعال یا یک منطقه تغییر شکل غیرفعال)، برخی از تکنیک‌های شبکه شکل‌گیری (مانند قیاس فتری، نگاشت شبکه پس‌زمینه دلونی یا درون‌یابی) و تکنیک مش‌بندی مجدد در صورت نیاز می‌توان از آن برای تولید شبکه‌های متحرک مناسب با راندها استفاده کرد. روش مولد شبکه پویا ما در شکل ۲ نشان داده شده است. در ادامه، توانایی ژنراتور شبکه پویا خود را با دو مورد نشان خواهیم داد. اولی پرورش ماهی دو بعدی است. بدن یک ماهی توسط ایرفویل NACA0018 شبیه سازی شده است و حرکت بدن همان چیزی است که در منبع ۳۴ ام صورت گرفته شده است. پرورش چهار ماهی در نظر گرفته شده است، و شبکه‌های هیبریدی پویا در چهار مرحله زمانی معمولی، همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است، ارائه شده است. مشاهده می‌شود که مولد شبکه پویا کنونی می‌تواند شبکه‌های با کیفیت بالا را برای این مورد با شکل‌گیری بدن و همپوشانی چند ناحیه. در مورد دوم، یک مدل موشک قابل مانور بررسی می‌شود، همانطور که در شکل ۴ نشان داده شده است. سکان‌های بدنه به‌طور همزمان با همان زاویه در طول فرآیند پیتینگ در طرح‌بندی نوع X منحرف می‌شوند. شکل ۶ شبکه‌های ترکیبی اولیه را نشان می‌دهد. تعداد کل سلول‌های مدل نیمه حدود ۱۷،۰ M است که شامل ۱۳،۹ M روی بدنه و ۱۱،۵۵ M برای هر سکان با منشور در لایه مرزی و سلول‌های چهار وجهی در ناحیه خارج از بدن است. نتایج اولیه برش سوراخ در شکل ۷ (a) نشان داده شده است. در طول فرآیند شیار کردن، شبکه‌های همپوشانی دینامیکی روی سکان‌های بدنه در برخی از حالت‌های معمولی در شکل ۷ (b) - (f) نشان داده شده‌اند، در حالی که شبکه‌های روی بدنه با زوایای شیب با استفاده از رویکرد ثابت بدنه سفت و سخت چرخانده می‌شوند. برای سادگی. در محیط موازی CPU ۲۵۶ (پردازنده ۱،۵ گیگاهرتز FT2000)، تنها حدود ۲۰ ثانیه برای هر مرحله از مونتاژ حفره نیاز است (۲٪ از زمان شبیه سازی جریان ناپایدار).

۲-۳- حل کننده جریان ناپایدار در شبکه‌های هیبریدی پویا

حل کننده جریان ناپایدار مبتنی بر گسسته‌سازی حجم محدود مرتبه دوم سلولی از معادلات URANS در چارچوب دلخواه-لاگرانژ-اولری (ALE) است. در موارد حالت پایدار شبکه‌های متحرک، روش ضمنی بلوک LU-SGS برای پیشروی موقتی اتخاذ شده است، و در موارد ناپایدار، از روش پله‌ای دو زمانه معروف استفاده می‌شود. جزئیات بیشتر را می‌توان در کار قبلی ما یافت. ۲۶-۲۹ برای بهبود دقت شبیه سازی جریان ناپایدار، قانون حفظ هندسه (GCL) در شبکه‌های متحرک در Ref. 29. برخی از موارد تست تایید و اعتبار در Refs نشان داده شده است. ۲۶-۲۹ که در اینجا تکرار نخواهد شد.

۲-۴- استراتژی جفت: اتصال ضعیف و جفت قوی

برای مسائل جفت شده آیرودینامیک/سینماتیک/کنترل پرواز، شرایط سمت راست معادلات URANS و معادلات حاکم ۶ درجه آزادی هم به متغیرهای جریان و هم به متغیرهای سینماتیک مرتبط هستند. بنابراین، معادلات حاکم برای سیستم جفت پیشنهادی را می‌توان به صورت نوشتاری نوشت:

$$\begin{cases} \frac{\delta E}{\delta t} = R(E, F) \\ \frac{\delta F}{\delta t} = P(E, F) \end{cases} \quad (1)$$

که در آن E متغیر جریان و F متغیر ۶ درجه آزادی است. دو نوع روش برای معادله می‌توان از (۱) استفاده کرد: روش یکپارچه و پارتیشن بندی شده. اولی سیستم را به طور همزمان در یک سیستم جهانی حل می‌کند، اما به ندرت برای مشکلات جفت شده CFD/RBD به دلیل اجرای پیچیده آن استفاده می‌شود. در اینجا ما روش تقسیم بندی شده را اتخاذ می‌کنیم، ۳۵ که در آن دو گروه معادلات حاکم به طور جداگانه حل می‌شوند و تبادل اطلاعات بین آنها در هر مرحله مارش زمانی مورد نیاز است. در روش

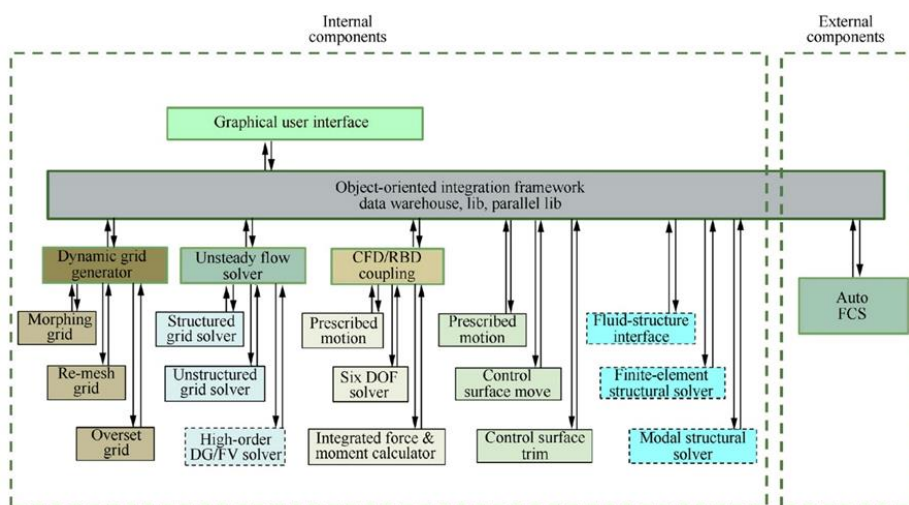
پارتیشن بندی شده می توان از رویکردهای جفت سست یا قوی (کاملاً ضمنی) ۲۶۰ ۳۶ بر اساس روش راهپیمایی زمانی برای دو گروه معادلات استفاده کرد. در رویکرد اتصال شل، سیستم ۶ درجه آزادی به طور صریح پیشرفته است. بنابراین، همیشه یک تأخیر آشکار بین اطلاعات زیرسیستم ها در پیشروی زمانی وجود دارد که ممکن است گاهی منجر به ناپایداری شود. در رویکرد جفت قوی، یک طرح ضمنی برای حل سیستم ۶ درجه آزادی اتخاذ می شود و سیستم جفت شده به طور مکرر در یک مرحله زمانی حل می شود تا یک راه حل همگرایی به دست آید. هر دو استراتژی کوپلینگ ضعیف و قوی در حل کننده شبیه ساز پرواز عددی ما ادغام شده اند. توجه داشته باشید که قانون کنترل پرواز به صورت صریح همراه است. برای هر مرحله بلادرنگ، فرمان قانون کنترل پرواز با توجه به پارامترهای سینماتیک فعلی به روز می شود و سپس قانون کنترل انحراف سطوح کنترل را به مرحله زمانی بعدی خروجی می دهد. در بخش بعدی به طور مفصل به رویکرد طراحی قانون کنترل خواهیم پرداخت.

۲-۵- پیاده سازی یکپارچه سازی ماژول

به منظور ادغام همه این ماژول ها و همچنین سایر چند ماژول های فیزیک در آینده، به شبیه ساز پرواز عددی، یک چارچوب یکپارچه سازی شی گرا توسعه یافته است که می باشد مشابه آن در Refs. 12, 13. معماری مدولار است رویکرد فاکتورگیری حل کننده های یکپارچه سنتی در چارچوب، شامل اجزایی برای انجام دینامیک سیالات، سینماتیک و سینتیک، کنترل پرواز و تجزیه و تحلیل دیگر. شکل ۷ نمای تصویری از معماری نرم افزار را نشان می دهد. زیرساخت و اجزایی یک زیرساخت رویداد محور است ساختاری که جزء ناآگاه است. خود اجزا می تواند رویدادها را تولید کند یا به آنها پاسخ دهد و مشترک شود یا منتشر کند. شکل ۷ دو جعبه بزرگ چین دار اطراف اجزا را نشان می دهد. کادر سمت چپ نشان دهنده اجزایی است که هستند اشیاء مشترک با چارچوب، نگهداری شده توسط نویسندگان تیم کادر سمت راست فایل های اجرایی را از خارج نشان می دهد منابعی که داده ها را از طریق یک فایل اجرایی به اجرایی مبادله می کنند مسیر ارتباطی این ویژگی در نسخه های بعدی، به صنایع یا نرم افزارهای کالایی اجازه می دهد با شبیه ساز پرواز عددی بدون بازنویسی قابل توجه کار کنید نرم افزار آنها یک مثال استفاده از "جعبه سیاه" را شامل می شود خلبان خودکار از سایر پیمانکاران در شبیه سازی. همانطور که در شکل ۷ نشان داده شده است، تمام ماژول های مورد بحث در قبل بخش های فرعی در چارچوب ادغام شده اند. برخی از ماژول های دیگر، جعبه های چین دار کوچک در «کامپوزیت داخلی»، در آینده یکپارچه خواهد شد، مانند یک دستور حل کننده جریان DG/FV، یک حل کننده ساختاری اجزای محدود، و یک حل کننده ساختاری معین. سپس می توانیم با دینامیک سیالات عددی مقابله کنیم مشکلات جفت CSD/RBD/FCS.

۳. کاربرد شبیه ساز پرواز عددی: شبیه سازی pitching a

مدل موشک قابل مانور ما از شبیه ساز پرواز عددی ارائه شده در بخش ۲ برای شبیه سازی فرآیند پیچ شدن سریع مدل موشک قابل مانور (شکل ۵) و بهبود قانون کنترل با تنظیم بهره استفاده می کنیم. عوامل. اهداف خاص قانون کنترل پرواز عبارتند از: (الف) برای کاهش یا حتی حذف خطای استاتیک برای بهبود دقت کنترل؛ (ب) برای کنترل پدیده بیش از حد به کاهش اضافه بارهای بزرگ ساختاری؛ (ج) برای کاهش پاسخ زمان و در نتیجه برای بهبود چابکی.



شکل ۷ طراحی کلی شبیه ساز پرواز عددی

که در آن m_a گشتاور شیب، $Q = \rho u^2/2$ فشار دینامیکی ورودی، ρ چگالی جریان ورودی، u سرعت جریان ورودی، S ناحیه مرجع، c طول مرجع، و C_m ممان شیب استاتیکی است. ضریب، که تابعی از زاویه حمله α و زاویه انحراف سکان δ است. فرض کنید ضریب گشتاور شیب تقریباً با زاویه انحراف سکان خطی است، یعنی:

$$C_m(\alpha, \delta) = \tilde{C}_m(\alpha) + C_{m\delta}(\alpha)\delta \quad (9)$$

که در آن $\tilde{C}_m(\alpha)$ ضریب گشتاور شیب را نشان می دهد و $C_{m\delta}(\alpha)$ مشتق از لنگر شیب با توجه به زاویه انحراف سکان در $\delta = 0$ است. این دو کمیت فقط به زاویه حمله α مربوط می شوند و می توانند با درون یابی خطی از پایگاه داده آیرودینامیک استاتیک به دست آیند. بنابراین می توان معادله جنبشی حلقه سریع را به صورت زیر نوشت:

$$\frac{dq}{dt} = \frac{m_a}{I} = \frac{QS_c[\tilde{C}_m(\alpha) + C_{m\delta}(\alpha)\delta]}{I} \quad (10)$$

که در آن I اینرسی کانال پیچینگ است. مشابه طراحی حلقه آهسته، قانون کنترل حلقه سریع می تواند معادله زیر را به دست آورد:

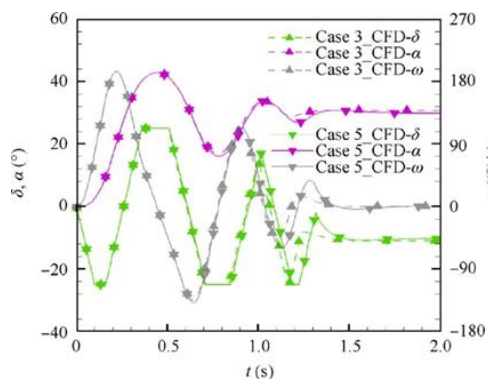
$$\delta = \frac{-QS_c\tilde{C}_m(\alpha) + Ik_q(q_c - q)}{QS_cC_{m\delta}(\alpha)} \quad (11)$$

که در آن k_q ضریب بهره کنترل حلقه سریع است. با توجه به تقریب بین مدل آیرودینامیکی و کارخانه واقعی، گشتاور آیرودینامیکی توسط انحراف سکان بر اساس معادلات تشکیل می شود. (۷) و (۱۱) اغلب با مقدار فرمان مورد انتظار متفاوت است. بنابراین، یک خطای ایستا ($e_{ss} = \alpha - \alpha_c$) معمولاً بین مقدار حالت پایدار زاویه حمله α و فرمان یک α_c وجود دارد. خطای استاتیک را می توان با افزایش ضریب بهره تا حدودی کاهش داد، اما به طور کامل قابل حذف نیست. بنابراین یک ادغام کننده است برای کاهش خطای استاتیک به حلقه آهسته معرفی شد:

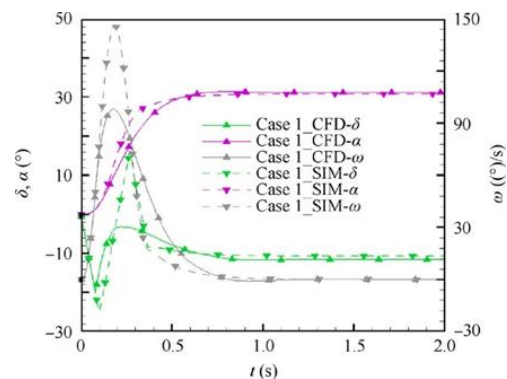
$$q_c = k_{\alpha}(\alpha_c - \alpha) + k_{\int \alpha} \int (\alpha_c - \alpha) dt \quad (12)$$

که در آن k_{α} و $k_{\int \alpha}$ ضرایب افزایش یکپارچه است. در کاربردهای مهندسی، برخی محدودیت های فیزیکی مانند حداکثر زاویه سکان $d|\text{Limit}$ و حداکثر سرعت زاویه ای انحراف سکان $\dot{\alpha}|\text{Limit}$ باید به دستگاه های کنترل پرواز اضافه شود. این محدودیت های فیزیکی غیرخطی ممکن است به واگرایی سیستم کنترل منجر شود. بنابراین، محدود کردن سهم یکپارچه ساز و سرعت زاویه ای فرمان در قانون کنترل برای افزایش پایداری و بهبود قابلیت پاسخ دینامیکی سیستم ضروری است. سیستم کنترل پرواز، که در شکل ۹ نشان داده شده است، یک مدل ساده شده است که کنترل پرواز واقعی یک موشک را با یک کانال (پیچینگ) در نظر گرفته و بدون در نظر گرفتن محرک فرمان منعکس می کند. فاصله فرمان روی ۲٫۵ میلی ثانیه تنظیم شده است، نزدیک به پارامتر واقعی محرک های درایو.

۱۲۷٫۰ کیلوگرم متر مکعب است. یک مدل نیم برای صرفه جویی در هزینه های محاسباتی اتخاذ شده است، زیرا در این مطالعه فقط فرآیند پیچینگ در نظر گرفته شده است. شبکه های همپوشانی ترکیبی محاسباتی در شکل ۶، ۷ نشان داده شده است. سیستم مختصات در اینجا به طور کلی در مکانیک پرواز استفاده می شود، که در آن محور x در صفحه تقارن شاقول، موازی با محور طراحی مدل به سر است، محور y عمود بر صفحه تقارن شاقول در سمت راست موشک است. بدنه، و محور z در صفحه تقارن شاقول، عمود بر صفحه $x-y$ که به زمین اشاره دارد، قرار دارد. در این سیستم مختصات، گشتاور شیب بالا و انحراف رو به بالا لبه جلوی سکان به عنوان مقادیر مثبت تعریف می شود. ضرایب گشتاور شیب برای زوایای مختلف حمله و زوایای انحراف سکان در جدول



شکل ۱۲ نتایج شبیه سازی شبیه ساز پرواز عددی و مکانیک پرواز برای مورد ۲



شکل ۱۱ نتایج شبیه سازی شبیه ساز پرواز عددی و مکانیک پرواز برای مورد ۱

۲-۳- مشخصات آیرودینامیکی استاتیک

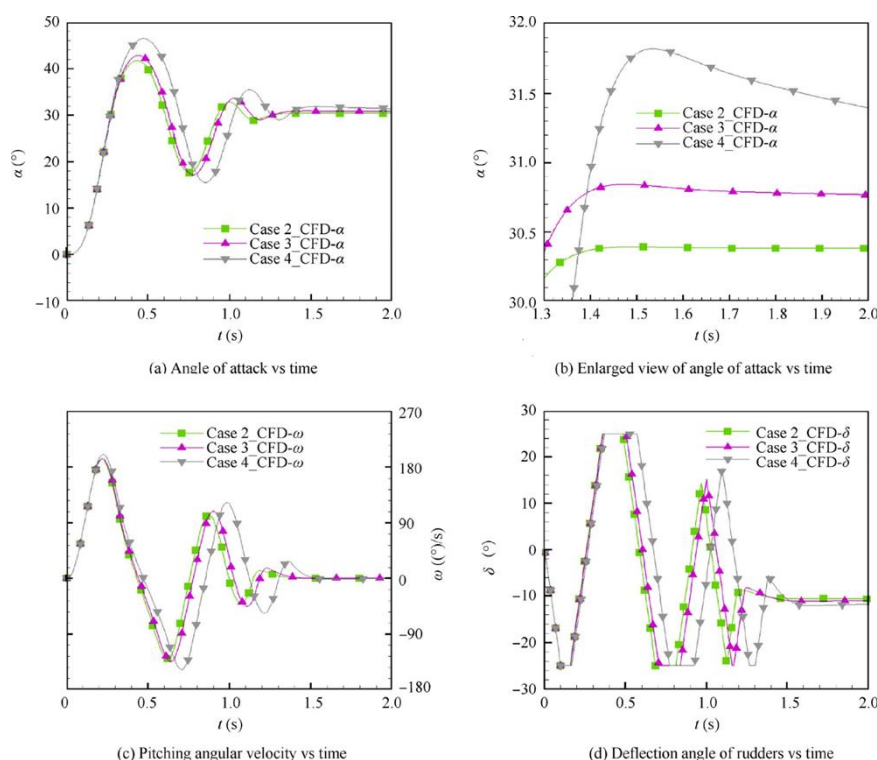
عدد ماخ ورودی ۰٫۶ و عدد رینولدز بر اساس ۱ متر برابر ۲۰۰۰۰۰۰ است. مدل آشفتگی SA شناخته شده در شبیه سازی های زیر اتخاذ شده است. دمای ورودی با توجه به محیط آزمایشی تونل باد روی ۲۸۸٫۱۵ کلوین تنظیم شده است. طول مرجع به عنوان قطر مدل ۰٫۱۶۰۰۲ متر در نظر گرفته می شود و منطقه مرجع $S_{pd} 2/4 = 0.020111 \text{ m}^2$ است. نقطه مرجع ممان (xc, yc, zc) $(1.44018 \text{ m}, 0 \text{ m}, 0 \text{ m})$ است و اینرسی و شکل نشان داده شده است. ۱۰. در جدول ۱، زاویه انحراف بریده شده سکان dc به عنوان ۱۰٫۲۸۴ درجه برای زاویه حمله مورد انتظار ($\alpha_c = 30$ درجه) مشخص شده است. مشتقات لنگر شیب با توجه به زاویه انحراف سکان ($d = 0^\circ$) را می توان از مقادیر ضرایب لنگر شیب به دست آورد (به آخرین ستون در جدول ۱ مراجعه کنید). مشاهده می شود که مدل اساساً از نظر استاتیکی در محدوده مورد نظر ($\delta < 45^\circ$) پایدار است و زمانی که انحرافات سکان و زوایای حمله کوچک هستند، گشتاور شیب نسبتاً خطی است. با این حال، در موارد زوایای حمله بالاتر یا انحرافات سکان بزرگتر، غیرخطی ظاهر می شود و مدل از نظر استاتیکی ناپایدار می شود. در این شرایط، طراحی قانون کنترل با روش خطی سنتی دشوار است.

جدول ۲ شش حالت معمولی برای فاکتورهای بهره مختلف با و بدون انتگرال.

Case	k_α	k_δ	$k_{\dot{\delta}}$	$Ik_\delta k_{\dot{\delta}} / \text{history limitation}$	q_c limitation
1	5	25			
2	10	50			
3	10	50	1		
4	10	50	5		
5	10	50	50	± 250	
6	10	50	50	± 250	± 120

۳-۳- موارد معمولی با فاکتورهای سود متفاوت

برای موارد ناپایدار، شبیه سازی ها از حالت ثابت همگرا در زاویه حمله ۰ شروع می شود. به منظور اطمینان از همگرایی در هر مرحله بلادرنگ، مجموع مراحل شبه زمان تکرارهای فرعی روی ۱۰۰ تنظیم می شود. زمانی که زمان واقعی فیزیکی برای هر مورد به ۲ ثانیه رسید، کار متوقف می شود.



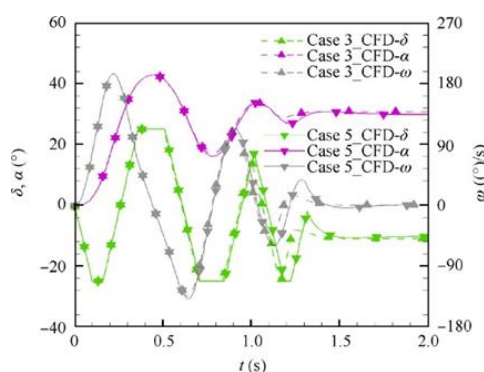
شکل ۱۳ مقایسه بین مورد ۲، مورد ۳ و مورد ۴.

اگر شبیه ساز پرواز عددی بر روی یک کلاستر مجهز به CPUهای ۱٫۵ گیگاهرتزی FT2000 با ۲۴۰ ساعت و ۲۵۶ پردازنده برای هر مورد اجرا شود. با این حال، تنها ۷۲ ساعت برای خوشه با پردازنده های اینتل ۳٫۰ گیگاهرتز صرف می شود که منجر به کارایی محاسباتی قابل قبولی برای موارد پیچیده ناپایدار می شود. همانطور که قبلاً ذکر شد، برخی از محدودیت های فیزیکی برای

دستگاه کنترل پرواز در شرایط واقعی وجود دارد. در این حالت حداکثر زاویه انحراف سکان $d|Limit$ و حداکثر سرعت انحراف سکان $xd|Limit$ به ترتیب در محدوده $\pm 25^\circ$ و $250^\circ/s$ محدود می شوند. مقادیر اولیه فاکتورهای بهره کنترل را می توان از طریق شبیه سازی مکانیک پرواز (FM) بدست آورد. به طور کلی، ضریب بهره حلقه سریع بیش از $5/1$ سرعت انحراف سکان تنظیم می شود، و ضریب بهره حلقه آهسته حدود $5/1$ از حلقه سریع تنظیم می شود، که تضمین می کند جداسازی در مقیاس زمانی با توجه به شبیه سازی مکانیک پرواز، گروهی از فاکتورهای بهره کنترل اولیه، $k_\alpha = 5$ و $k_q = 25$ را به دست آورده ایم (مورد ۱ در جدول ۲). برای مقایسه، موردی (مورد ۲ در جدول ۲) با فاکتورهای افزایش بزرگتر ($k_\alpha = 10$ و $k_q = 50$) نیز در نظر گرفته شده است. برای حذف خطای استاتیکی، دو مورد (مورد ۳ و مورد ۴ در جدول ۲) با انتگرال شبیه سازی شده است. علاوه بر این، دو مورد دیگر (مورد ۵ و مورد ۶ در جدول ۲) با محدودیت های مختلف برای آزمایش تأثیر محدودیت های فیزیکی در نظر گرفته شده اند، محدودیت ها در بخش های فرعی بعدی مورد بحث قرار می گیرند.

جدول ۳ مقایسه پارامترهای پاسخ ششی مورد

Case	$\alpha_\infty (^\circ)$	$\delta_\infty (^\circ)$	$t_r (s)$	$t_s (s)$	$\sigma_p (\%)$
Case 1-CFD	31.1608	-11.5552	0.6985	0.9715	0.7079
Case 2-CFD	30.3823	-10.5750	0.2769	1.3374	38.1878
Case 3-CFD	30.0000	-10.2844	0.2730	> 2	42.7023
Case 4-CFD	30.0000	-10.2844	0.2694	> 2	54.7513
Case 5-CFD	30.0000	-10.2844	0.2730	1.6810	42.7023
Case 6-CFD	30.0000	-10.2844	0.4090	0.7704	2.5753



شکل ۱۲ نتایج شبیه سازی NVE و FM مورد ۳

۳-۴- شبیه سازی Pitching-up بدون انتگرال

نتایج شبیه ساز پرواز عددی و مکانیک پرواز در مورد ۱ مقایسه شده است (شکل ۱۱). در این شکل، محور عمودی سمت چپ متغیرهای زاویه ای (زاویه حمله مدل و زاویه انحراف سکان) را نشان می دهد و محور عمودی سمت راست نشان دهنده سرعت زاویه ای $\dot{x}$ مدل است. افسانه "دینامیک سیالات عددی" نتایج شبیه ساز پرواز عددی و "SIM" نتایج شبیه سازی مکانیک پرواز توسط MATLAB-Simulink را نشان می دهد. از آنجایی که اثرات ناپایدار در روش شبیه ساز پرواز عددی به طور کامل در نظر گرفته می شود، نیروهای آیرودینامیکی ناپایدار باعث پاسخ تاخیری می شوند که توسط شبیه سازی مکانیک پرواز قابل ثبت نیست. بنابراین، نتایج مبتنی بر دینامیک سیالات عددی یک عقب تر از نتایج شبیه سازی مکانیک پرواز را نشان می دهد. این پدیده نشان دهنده اهمیت استفاده از شبیه ساز پرواز عددی برای طراحی قوانین کنترلی است. علاوه بر این، تفاوت هایی بین زوایای حمله حالت پایدار شبیه ساز پرواز عددی و مکانیک پرواز وجود دارد، اگرچه هر دو زاویه دارای خطای استاتیکی (حدود ۱ درجه) نسبت به زاویه هدف مورد انتظار به دلیل عدم دقت جزئی مدل آیرودینامیکی هستند. خطای استاتیک به طور خلاصه به شرح زیر تحلیل می شود. جایگزینی معادله (۷) به معادله (۱۱) در حالت برش ایده آل، یعنی زمانی که زاویه حمله ۳۰ درجه و سرعت زاویه ای شیبدار ۰ ($^\circ$) بر ثانیه است، زاویه انحراف سکان حالت ثابت در قانون کنترل برابر است با

$$\delta_\infty = \frac{-Q S_c \tilde{C}_m(30 + e_{ss}) - I k_q k_\alpha e_{ss}}{Q S_c C_{m\delta}(\alpha)} = \frac{-\tilde{C}_m(30^\circ)}{C_{m\delta}(30^\circ)} \quad (13)$$

مطابق جدول ۱ $\tilde{C}_m(30^\circ) = -18.138$ و $C_{m\delta}(30^\circ) = -1.4763$ بنابراین زاویه انحراف سکان واقعی در این حالت ۱۲،۲۸۶- درجه است که بزرگتر از زاویه انحراف سکان بریده شده واقعی ۱۰،۲۸۴- درجه است. این منجر به یک زاویه حمله حالت پایدار بزرگتر می شود. برای حالت پایدار مورد ۱، معادله (۱۳) را می توان به صورت بازنویسی کرد.

$$\delta_{\infty} = \frac{-QS_c \tilde{C}_m(30^\circ + e_{ss}) - Ik_q k_{\alpha} e_{ss}}{QS_c C_{m\delta}(30^\circ + e_{ss})} \approx \frac{-QS_c \tilde{C}_m(30^\circ) - Ik_q k_{\alpha} e_{ss}}{QS_c C_{m\delta}(30^\circ)} \quad (14)$$

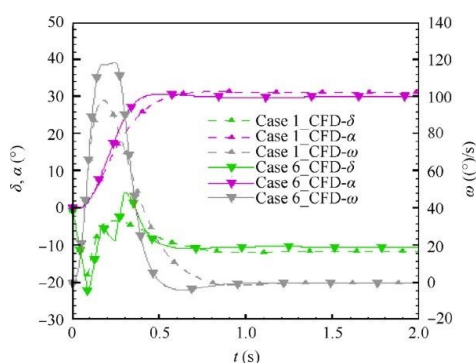
از آنجایی که خطای استاتیکی $e_{ss} > 0$ است، زاویه انحراف سکان با فاکتورهای بهره کنترلی افزایش می‌یابد و در نتیجه خطای استاتیک کاهش می‌یابد. بنابراین، دو عامل افزایش کنترل برای مقایسه دو برابر می‌شوند (مورد ۲). افزایش فاکتورهای بهره کنترلی نیز می‌تواند پاسخ را تسریع کند، اما فاکتورهای افزایش بیش از حد بزرگ ممکن است کل سیستم را بی‌ثبات کند. برای مورد ۲، نتایج شبیه‌سازی مکانیک پرواز (خطوط خط تیره در شکل ۱۲ نشان داده شده است) قبلاً تمایل به واگرایی داشته اند، اما نتایج شبیه‌ساز پرواز عددی (نشان داده شده در شکل ۱۲) همچنان می‌توانند همگرایی را به دلیل اثرات ناپایدار حفظ کنند. یعنی میرایی بزرگتر می‌شود. با این حال، برای کاهش بیشتر خطای استاتیک یا تسریع در زمان پاسخ، افزایش فاکتورهای افزایش کنترل ممکن است نامعتبر شود.

۳-۵- شبیه‌سازی مانور با یکپارچه ساز

با الهام از معادله (۱۴)، برای حذف بیشتر خطای استاتیک، یک انتگرالگر به حلقه بیرونی اضافه می‌کنیم. پس از اتخاذ انتگرالگر، زاویه انحراف سکان حالت پایدار را بدست می‌آوریم:

$$\delta_{\infty} = \frac{-QS_c \tilde{C}_m(30^\circ) - Ik_q k_{ia} I_{history}}{QS_c C_{m\delta}(30^\circ)}$$

که در آن $I_{history} = \int (\alpha_c - \alpha)$ دامنه انتگرال تاریخی است. هنگامی که حالت برش ایده‌آل به دست می‌آید ($AC = 0^\circ$)، $I_{history}$ ثابت می‌شود و می‌تواند خطای استاتیک را کاملاً حذف کند. دو مورد با ضریب بهره $k_{ia} = 1$ و ۵ شبیه‌سازی شده است (مورد ۳ و مورد ۴ در جدول ۲). نتایج این دو مورد با نتایج مورد ۲ مقایسه شده است، همانطور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است. معرفی انتگرالگر زمان پاسخگویی مورد ۳ و مورد ۴ را اندکی کاهش می‌دهد، اما بیش از حد بسیار بدتر می‌شود. سرعت نزدیک شدن به مقدار حالت پایدار با افزایش k_{ia} کمی سریعتر می‌شود (شکل ۱۳(b))، اما افزایش بیش از حد آشکارا بیشتر است. این پدیده را می‌توان از ویژگی انتگرالگر تحلیل کرد: وقتی $a < I_{history}$ منفی است، به سمت انحراف سکان بزرگتر می‌رود، و در نهایت منجر به یک حرکت افزایشی قوی‌تر مدل می‌شود. وقتی یک موشک به رشد خود ادامه می‌دهد و از ac بزرگتر می‌شود، تاریخچه در یک برد مشخص منفی می‌ماند، به طوری که موشک به افزایش روند افزایش خود ادامه می‌دهد. تجزیه و تحلیل برای فرآیند پایین آمدن مشابه است: افزایش "اینرسی" سیستم به طور نسبی میرایی را کاهش می‌دهد. بنابراین، نرخ پاسخ سریعتر می‌شود و بیش از حد نیز افزایش می‌یابد میرایی را کاهش می‌دهد. بنابراین، نرخ پاسخ تبدیل خواهد شد.



شکل ۱۵ مقایسه نتایج بین مورد ۱ و مورد ۶.

با توجه به منابع محاسباتی محدود، فرآیند پیچیدگی تنها برای ۲ ثانیه شبیه‌سازی شده است. با این حال، در $t = 2s$ نتایج شبیه‌سازی با انتگرالگر حتی بدتر می‌شود. ممکن است زمان زیادی طول بکشد (بیش از ۱۰ ثانیه) تا به مقدار مورد انتظار برسد. یک راه عملی برای کاهش این زمان، افزایش ضریب افزایش کیا است. با این حال، این ممکن است باعث بی‌ثباتی سیستم شود. نتیجه این است که بخش $Ik_q k_{ia}$ $I_{history}$ باید محدود شود. با توجه به معادله (۱۵) و زاویه مورد انتظار کوتاه شده حمله، $Ik_q k_{ia}$ $I_{history} 217.025$ است. بنابراین محدودیت به عنوان تعیین می‌شود.

$|Ik_q k_{ia} I_{history}| < 250$ با k_{ia} بودن ۵۰ (مورد ۵ در جدول ۲). نتیجه عددی در شکل ۱۴ نشان داده شده است. بیش از حد تقریباً مشابه مورد ۳ است، حتی اگر ضریب بهره یکپارچه‌سازی ۵۰ برابر افزایش یابد. نرخ نزدیک شدن به مقدار حالت پایدار اندکی افزایش می‌یابد، بنابراین عملکرد کنترل کننده به یک معنا بهبود می‌یابد.

همانطور که در شکل ۱۵ نشان داده شده است، افزایش بیش از حد آشکارا ضعیف نشده است. با توجه به حداکثر سرعت زاویه ای در مورد ۱، ما محدودیتی را برای سرعت زاویه ای سکان (مورد در جدول ۲) بر اساس مورد ۵ معرفی می‌کنیم. حداکثر سرعت زاویه ای (x_{max}) در مورد ۱ $98.137^\circ/s$ است، بنابراین ما انتخاب محدودیت $|q| < 120^\circ/s$ نتایج شبیه‌ساز پرواز عددی مبتنی بر دینامیک سیالات عددی در شکل ۱۵ ترسیم شده و با موارد مورد ۱ مقایسه شده است. بیش از حد تقریباً ناپدید می‌شود. در مقایسه با خط مبنا در مورد ۱، خطای استاتیک حذف می‌شود و زمان پاسخ به طور قابل توجهی کوتاه می‌شود، که نشان می‌دهد عملکرد کنترل بدیهی است بهبود یافته.

ما عملکرد پاسخ را در جدول ۳ برای هر شش مورد نمایش می دهیم. زاویه حالت پایدار حمله α_1 ، زاویه انحراف سکان حالت پایدار δ_1 ، و پارامترهای دینامیکی (مانند زمان افزایش t_r ، زمان تنظیم t_s و t_p بیش از حد) مقایسه می شوند. زمان افزایش به عنوان زمان پاسخ تعریف می شود زمانی که مدل برای اولین بار به مقدار حالت پایدار می رسد. زمان تنظیم t_r به زمان پاسخگویی اشاره دارد که وضعیت مدل دیگر از یک باند خطای خاص تجاوز نمی کند. باند خطا به صورت ± 0.1 تعریف می شود. overshoot نسبت بین پاسخ بیش از حد و مقدار حالت پایدار است. بدیهی است که خطای استاتیک به میزان قابل توجهی کاهش می یابد و آن با افزایش فاکتورهای افزایش کنترل، زمان افزایش بسیار کوتاه می شود. با این حال، اگر سرعت زاویه ای سکان qc محدود نباشد، زمان تنظیم به دلیل بیش از حد افزایش می یابد. با معرفی محدودیت سرعت زاویه ای سکان (مورد ۶)، می توان تا حد زیادی بیش از حد را حذف کرد. ۳.۶. مقایسه ساختارهای جریان مورد ۱، مورد ۲ و مورد ۶ از آنجایی که حرکات شیب در موارد ۲-۵ مشابه است، ما فقط ساختارهای جریان مورد ۱، مورد ۲ و مورد ۶ را مقایسه شده است. معیارها (با فشارهای مختلف رنگی) در شش نقطه زمانی معمولی برای مورد ۱، مورد ۲ و مورد ۶ جداسازی جریان در لبه جلویی بال های دلتای پیشانی و سکان ها در زوایای حمله بزرگ دیده می شود. با این حال، در زوایای حمله کوچک، جداسازی جریان تنها در نوک سکان رخ می دهد. برای مورد ۲، به دلیل پدیده overshoot، حداکثر زاویه حمله حدود ۴۰ است که باعث می شود روی بالهای دلتای جلویی بدن جریان دارد و سکان ها کاملاً از هم جدا شده اند (نماهای بزرگ شده را در شکل ۱۷ ببینید). با این حال، در حالت برش نهایی (برای مثال $t = 2.0$ s)، ساختارهای جریان مورد ۱، مورد ۲ و مورد ۶ تقریباً با یکدیگر یکسان هستند.

شکل ۱۸ خطوط جریان فضایی مدل مورد ۶ را در مراحل زمانی مختلف با زوایای مختلف حمله در حین تنظیم نشان می دهد. الگوهای جداسازی جریان با زاویه حمله به وضوح قابل مشاهده است. ما نتایج را با آزمایش های تونل باد در آینده بیشتر تایید خواهیم کرد.

۴. نتیجه گیری

یک شبیه ساز جفت شده CFD/RBD/FCS برای شبیه سازی پرواز مجازی چند فیزیک در این کار ارائه شده است. این شبیه ساز حل کننده موازی ناپایدار RANS با کارآمدی بالا، ژنراتور شبکه هیبریدی پویا، حل کننده مکانیک پرواز ۶ درجه آزادی و کنترل پرواز را ادغام می کند.

قانون یک درونی شی گرا: چارچوب را می توان برای ادغام حل کننده های چند فیزیک دیگر در آینده توسعه داد. به منظور رسیدگی به پروازهای مانور وسایل نقلیه با سطوح کنترل منحرف، تکنیک شبکه همپوشانی در بسته تولید شبکه پویا ادغام شده است و یک روش حفره برش ضمنی موازی برای بهبود کارایی مونتاژ شبکه همپوشانی توسعه داده شده است. هر دو روش CFD/RBD اتصال شل و قوی برای موارد مختلف در شبیه ساز ادغام می شوند، در حالی که قانون کنترل پرواز در نظر گرفته می شود. به عنوان یک ورودی خارجی برای فعال کردن سطوح کنترلی. روش وارونگی دینامیکی غیرخطی برای طراحی قانون کنترل پرواز به کار گرفته شده است. یک مدل موشک قابل مانور در کانال پیچینگ. از طریق شبیه سازی و تجزیه و تحلیل فرآیند مانور، قانون کنترل وارونگی دینامیکی پایه بهبود می یابد و مجموعه ای از عوامل افزایش کنترل بهتر به دست می آید. موارد آزمایش نشان می دهد که برای مانور سریع وسایل نقلیه هوایی در زوایای حمله بزرگ، شبیه سازی های مکانیک پرواز ممکن است به دلیل تقریب نادرست مدل آیرودینامیکی منجر به خطاهای بزرگ شود. شبیه ساز پرواز عددی مبتنی بر دینامیک سیالات عددی می تواند ویژگی های پاسخ حلقه بسته قابل اعتمادتری را برای سیستم کنترل ارائه دهد، زیرا اثرات ناپایدار قوی کارخانه کنترل شده را در نظر گرفته است. مهمتر از آن، بر اساس این مطالعه، ما می توانیم بهینه سازی چند رشته ای یکپارچه را با استفاده از ابزارهای شبیه ساز پرواز عددی در آینده محقق کنیم.

1. Zuniga FA, Cliff SE, Kinney DJ, Smith SC, Hawke VM, Tang CY. Vehicle design of a sharp CTV concept using a virtual flight rapid integration test environment. Reston: AIAA; 2002. Report No.: AIAA-2002-4881.
2. Lawrence FC, Mills BH. Status update of the AEDC wind tunnel virtual flight-testing development program. Reston: AIAA; 2002. Report No.: AIAA-2002-0168.
3. Guo LL, Zhu MH, Nie BW, Kong P, Zhong CW. Initial virtual flight test for a dynamically similar aircraft model with control augmentation system. Chin J Aeronaut 2017;30(2):602–10.
4. Murri DG, Nguyen LT, Grafton SB. Wind tunnel free-flight investigation of a model of a forward swept-wing fighter configuration. Washington, D.C.: NASA; 1984. Report No.: NASA TP-2230.
5. Salas MD. Digital flight: The last CFD aeronautical grand challenge. J Sci Comput 2006;28(2/3):479–505.
6. Boelens OJ, Prananta BB, Soemarwoto BI, Allen MR, Badcock KJ, Fritz W. Towards an aero-servo-elastic simulation capability for high-performance fighter aircraft. 2005. Report No.: RTO- MP-AVT-2005.
7. Schütte A, Einarsson G, Raichle A, et al. Numerical simulation of maneuvering aircraft by aerodynamic, flight mechanics, and structural-mechanics coupling. J Aircr 2009;46(1):53–64.
8. Kroll N, Rossow CC. Digital-X: DLR's way towards the virtual aircraft. NIA CFD Conf 2012.
9. Kroll N, Abu-Zurayk M, Dimitrov D, Franz T, Fuhrer T. DLR project Digital-X: towards virtual aircraft design and flight testing based on high-fidelity methods. CEAS Aeronaut J 2016;7(1):3–27.
10. Post DE. A new DoD initiative: the computational research and engineering acquisition tools and environments (CREATE) program. J Phys Conf Ser 2008;125 012090. 708
11. Post DE, Atwood C, Newmeyer K, Kandsberg S, Shull F. The computational research and engineering acquisition tools and environments (CREATE) program. IEEE Comput Sci Eng. 2016;10–2. 712
12. Morton SA, McDaniel DR, Sears DR, Tillman B, Tuckey T R. Kestrel V2.0-6DoF and control surface additions to a CREATE simulation tool. Reston: AIAA; 2010. Report No.: AIAA-2010- 0511 .
13. Mortan SA, Meakin RL. HPCMP CREAET-AV Kestrel architecture, capabilities, and long term plan for fixed-wing aircraft simulations. Reston: AIAA; 2016. Report No.: AIAA-2016-0565 .
14. Narducci R. Industry assessment of HPCMP CREATE-AV Helios. Reston: AIAA; 2015. Report No.: AIAA-2015-0553 .
15. Wong TC. Application of CREATE-AV Helios in an engineering environment: Hover prediction assessment. Reston: AIAA; 2017. Report No.: AIAA-2017-1667 .
16. Liu F, Wang LX, Tan XS. Digital virtual flight testing and evaluation method for flight characteristics airworthiness compliance of civil aircraft based on HQRM. Chin J Aeronaut 2015;28 (1):112–20 .
17. Zhang HX, Ran Z, Guo C, Zhou WJ. On the dynamic stability of an orbital reentry vehicle. Acta Aerodyam Sin 1999;17(2):123–9, Chinese .
18. Zhang HX, Yuan XX, Ye YD, Xie YF. Research on the dynamic stability of an orbital reentry vehicle in pitching. Acta Aerodyam Sin 2002;20(3):247–59, Chinese. 734
19. Zhang HX, LiuW, Xie YF, Ye YD. On the rocking motion and its 735 dynamic evolution of a swept delta wing. Acta Aerodyam Sin 2006;24(1):5–9, Chinese. 737
20. Yang YJ, Cui EJ, Zhou WJ. Numerical research on roll and sideslip coupling motions about a slender delta-wing. Acta Aeronaut Astronaut Sin 2007;28(1):14–9, Chinese .
21. Sahu J. Time-accurate numerical prediction of free-flight aerodynamics of a finned projectile. J Spacecr Rockets 2008;45(5):946–54. Fig. 18 Spatial streamlines for Case 6 at different time points. 14 L. ZHANG et al. CJA 1325 No. of Pages 15 15 July 2019 Please cite this article in press as: ZHANG L et al. A CFD-based numerical virtual flight simulator and its application in control law design of a maneuverable missile model, Chin J Aeronaut (2019), <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.07.001>
22. Wang XB, Zhao ZL, Li H, Da XY, Tao Y. Roll instability and control during pitching maneuver for a missile with strake wings. Acta Aeronaut Astronaut Sin 2016;37(8):2517–24, Chinese.

23. Xi K, Yan C, Huang Y. Coupled CFD/RBD modeling for a basic finner projectile with control. *Acta Aerodyn Sin* 2016;34(2):182–9.
24. Chen Q, Guo YY, Xie YF, Chen JQ, Yuan XX. Research and application of coupled simulation techniques of PID controller and CFD. *Acta Aeronaut Astronaut Sin* 2016;37(8):2507–16, Chinese.
25. Allan MR, Badcock KJ, Richard BE. CFD based simulation of longitudinal flight mechanics with control. Reston: AIAA; 2005. Report No.: AIAA-2005-0046.
26. Zhang LP, Wang ZJ. A block LU-SGS implicit dual time-stepping algorithm for hybrid dynamic meshes. *Comput Fluids* 2004; 33:891–916.
27. Zhang LP, Chang XH, Duan XP, Zhang HX. A block LU-SGS implicit dual time-stepping algorithm on hybrid dynamic meshes for bio-fluid simulations. *Comput Fluids* 2009; 38:290–308.
28. Zhang LP, Chang XH, Duan XP, Zhao Z, He X. Applications of dynamic hybrid grid method for three-dimensional moving/deforming boundary problems. *Comput Fluids* 2012; 62:45–63.
29. Chang XH, Ma R, Zhang LP, He X, Li M. Further study on the geometric conservation law for finite volume method on dynamic unstructured mesh. *Comput Fluids* 2015;120(5):98–110 .
30. Snell SA, Enns DF, Garrard Jr WL. Nonlinear inversion flight control for a super maneuverable aircraft. *J Guid Control Dyn* 1992;15(4):976–84 .
31. Bellman RE. Adaptive control processes: a guided tour. Princeton: Princeton University Press; 2015 .
32. Chang XH, Ma R, Wang NH, Zhang LP. Parallel implicit hole cutting method for unstructured Chimera grid. The 10th international conference on computational fluid dynamics (ICCFD10). 2018 .
33. Baker TJ. Mesh generation: art or science? *Prog Aerosp Sci* 2005; 41:29–63 .
34. Chang XH, Zhang LP, He X. Numerical study of the thunniform mode of fish swimming with different caudal fin shapes. *Comput Fluids* 2012; 68:54–70 .
35. Kamakoti R, Shyy W. Fluid-structure interaction for aeroelastic applications. *Prog Aerosp-Sci* 2004; 40:535–58 .
36. Chang XH, Ma R, Zhang LP, He X. Fully implicit approach for flow/kinetic coupled problems based on dynamic hybrid mesh

