

بررسی تاثیر یخ‌زدگی روی عملکرد بالواره‌ها

توربولنسی به کمک مدل یک محفظه میانگین زمانی حل شده است. حل‌های عددی انجام شده گرایش مناسبی به جواب‌های تجربی دارند و به همین دلیل می‌توان از جواب‌های آن‌ها در شرایط دیگر نیز استفاده کرد، البته باید توجه داشت که میدان جریان پیچیده وابسته به ایرفویل یخ‌زده، اجازه پیش‌بینی دقیق در تمامی حالات را نمی‌دهد [۱].

آزمایشات عددی قبلی، بیشتر بر حالت یخ‌زدگی منظم (Rime Ice Shape) و شاخی شکل (Glaze Ice Shape) تاکید داشتند زیرا این دو رایج‌ترین نوع یخ زدن هستند. اما امروزه یخ‌زدگی پشته ای (Ridge Ice Shape) بیشتر مورد توجه قرار گرفته است چون دیده شده که در این حالت کاهش خطرناک‌تری در پارامترهای آئرودینامیکی در شرایط مساوی با انواع دیگر یخ‌زدگی اتفاق می‌افتد [۲].

بررسی تجربی یخ‌زدگی پشته ای بر روی ایرفویل‌های NACA 23012 و NFL 0414 نشان داد که؛ مشخصات آئرودینامیکی این دو ایرفویل فاصله زیادی با هم دارند لذا شکافی بین این دو وجود داشت که با انتخاب NACA 3415 این شکاف پر شد [۳]. Busch and Bragg در سال ۲۰۰۹ انواع یخ‌زدگی‌ها را بصورت تجربی مورد بررسی قرار داده و اثر ارتفاع یخ با عدد رینولدز را برای رنج وسیعی از اعداد رینولدز بدست آورده و تاثیر این فاکتورها را بر روی ضرایب آئرودینامیکی نشان دادند [۴]. از دیگر تحقیقات در این زمینه می‌توان به [۵] و [۶] اشاره کرد.

هدف از این تحقیق بررسی یخ‌زدگی نوع پشته ای با یک روند عددی بر مبنای الگوریتم فشار مینا و شبکه سازی هیبرید، بمنظور داشتن یک دید سیستماتیک به تاثیر یخ بر روی پارامترهای آئرودینامیکی بالواره می‌باشد. در این بررسی تاثیر محل یخ‌زدگی بر روی کاهش پارامترهای آئرودینامیکی ایرفویل بررسی شده است.

معادلات اساسی که بقای جرم، ممنتوم و اسکالر را بیان می‌کند در حالت برداری و مستقل از سیستم مختصات به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} \otimes \vec{V}) = \vec{S}_v \quad (2)$$

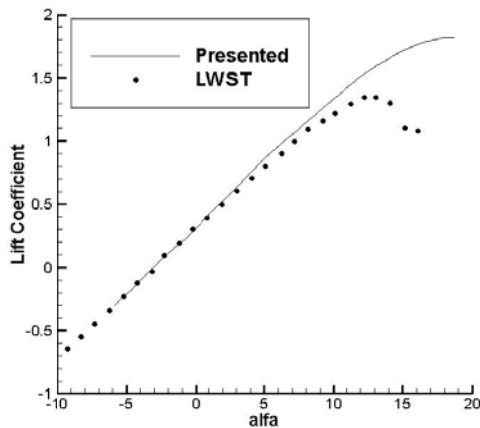
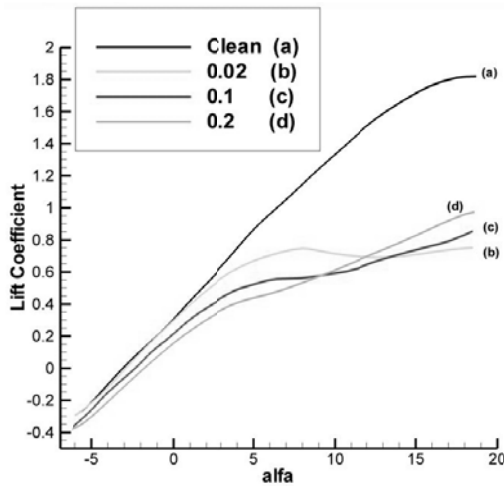
$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} \phi - \vec{q}) = \vec{S}_\phi \quad (3)$$

ρ چگالی، \vec{V} بردار سرعت و ϕ به عنوان یک متغیر مستقل

در این تحقیق تاثیر شکل یخ‌زدگی بر روی ایرفویل و هندسه آن بر روی عملکرد آئرودینامیکی بالواره توسط یک روند عددی بررسی شده است. در روند عددی فوق، جریان سیال لزج و غیر قابل تراکم فرض شده و با استفاده از مدل توربولانس اسپالارت آمارس، الگوریتم فشار مینا و یک شبکه هیبرید شبیه سازی شده است. قسمتی از نتایج این شبیه سازی بر روی ایرفویل NACA 3415 با نتایج تجربی مقایسه گردیده و اعتبار شبیه سازی را تایید می‌نماید. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که بدترین محل برای یخ‌زدگی روی ایرفویل فوق در نقطه $x/c=0.2$ بر روی سطح بالایی می‌باشد. در این محل ضریب لیفت ماکزیمم حدوداً ۷۷٪ نسبت به حالت بدون یخ کاهش پیدا می‌کند. درصد کاهش ضریب لیفت ماکزیمم به محل یخ‌زدگی بر روی ایرفویل بستگی دارد که حاصل تغییر مکان ماکزیمم اختلاف فشار بر روی سطح بالایی ایرفویل است.

ایرفویل - یخ‌زدگی - حل عددی - کاهش ضریب لیفت

یکی از پدیده‌های ناخوشایندی که در پرواز هواپیماها اتفاق می‌افتد، یخ‌زدگی است که قابل پیشگیری نیست. مقدار افزایش وزن ناشی از این یخ‌ها در مقایسه با اختلالاتی که در جریان هوا ایجاد می‌کنند، بسیار ناچیز است. با تشکیل یخ بر روی بال و بدنه‌ی هواپیما، سطح صاف لازم برای جریان هوا از بین رفته و نیروی پسا افزایش می‌یابد، همچنین توانایی تولید نیروی برای ایرفول هم کاهش می‌یابد. بنابراین برای جبران این پسای اضافی نیروی پیشران هواپیما نیز باید افزایش یابد حتی ممکن است نیاز باشد تجهیزات دیگری نیز برای تولید نیرو به هواپیما اضافه شود. دماغه هواپیما هم، برای تولید نیروی برای بیشتر و جلوگیری از کاهش ارتفاع باید بالاتر رود. اما با افزایش زاویه حمله، میزان یخ روی بالها و بدنه به طور ناخوشایندی افزایش می‌یابد. تاثیر تجمع یخ بر روی نیروهای آئرودینامیکی برای مدت مدیدی مورد مطالعه عددی و تجربی قرار گرفته است. اولین آزمایش تجربی بر روی ایرفویل یخ‌زده در سال ۱۹۴۰ انجام شد زمانی که حوادث زیادی به همین دلیل رخ می‌داد. این آزمایش‌ها باعث شد تا مرجع کاملی درباره‌ی یخ‌زدگی و اشکال مختلف آن به وجود آید. روشهای عددی به دلیل هزینه کمتر و سرعت بالاتر در استخراج نتایج در مقایسه با دیگر روش‌ها در دو دهه اخیر بیشتر مورد استفاده قرار گرفته است. متداول ترین روش حل عددی روش رانس (Reynolds Averaged Navier-Stokes) است که در آن تاثیر ویسکوزیته



1. Bragg M.B., —Aircraft Aerodynamic Effects Due To large Droplet Ice Accretion, “AIAA” Paper 96-0932, January 1996.
2. Lee, S. and Bragg, M.B., —Effects of Simulated-Spanwise Ice Shapes on Airfoils: Experimental Investigation, “AIAA” Paper 99-0092, January 1999.
3. Kim, H.S. and Bragg, M.B., —Effect of Leading-Edge Ice Accretion Geometry on Airfoil Aerodynamics, “AIAA” Paper 99-3150, January 2001.
4. Greg T. Busch and Michael B. Bragg, Experimental Study of Full-Scale Iced-Airfoil Aerodynamic Performance using Sub-scale Simulations, 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 22-25 June 2009, San Antonio, Texas
5. Yihua Cao, Qiang Zhang & John Sheridan, Numerical Simulation Of Ice Accretion On Airfoils, Xxii Ictam, 25-29 August 2008, Adelaide, Australia
6. Edward A. Whalen, Andy P. Broeren and Michael B. Bragg, Considerations for Aerodynamic Testing of Scaled Runback Ice Accretions, 44th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit AIAA-2006-0260 January 9-12, 2006 Reno, NV
7. Broeren, A., Lee, S., LaMarre, C and Bragg, M.B., Effect of Airfoil Geometry on Performance With Simulated Ice Accretions, Volume 1: Experimental Investigation, “ FAA Report, DOT/FAA/AR-03/64, August 2003.

اساسی (انرژی) است. بردار شار اسکالر است و از قانون فوریه بدست می آید:

$$\vec{q} = \Gamma_{\phi} \text{grad } \Phi \quad (4)$$

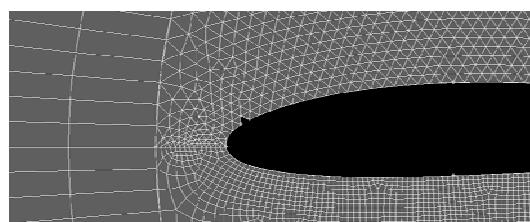
$$P = \rho RT \quad (5)$$

معادلات (۱)، (۲) و (۳) توسط روش حجم محدود گسسته شده، توسط الگوریتم فشار مبنا به روش ضمنی حل می شوند.

در این تحقیق یخ به شکل ربع دایره به شعاع ۰.۲۵ اینچ و در فواصل ۰.۲، ۰.۱ و ۰.۲۰ نسبت به وتر ایرفویل بر روی سطح بالایی ایرفویل NACA 3415 در نظر گرفته شده است. عدد ماخ ۰.۱۸، طول وتر ایرفویل ۱۸ اینچ و عدد رینولدز ۱۸۰۰۰۰۰ فرض گردیده و به ازای زاویه حمله از ۷- تا ۱۵ درجه شبیه سازی انجام شده است.

برای بالواره بدون یخ از شبکه باسازمان و برای بالواره با وجود یخ، فضای یخ شبکه بندی بی سازمان و فضای خارج از یخ شبکه باسازمان زده شده است. (شکل (۱)) از مدل اسپالارت آلماراس برای شبیه سازی ویسکوزیته توربولانس استفاده شده است.

شکل (۲) مقدار ضریب برا را تابعی از زاویه حمله برای هندسه یخ مشخص در مکانهای مختلف که با نتایج بدون یخ زدگی نشان می دهد. با تحلیل عددی جریان روی ایرفویل این نتیجه حاصل شد که بحرانی ترین نقطه برای یخ زدگی روی ایرفویل در اطراف محل اختلاف فشار ماکزیمم بالا-پایین و یا محل کمینه فشار در بالای ایرفویل است که در ایرفویل NACA 3415، کمینه فشار در $x/c=0.2$ است، در نتایج به دست آمده نیز وقتی یخ در این محل قرار گرفته است بیشترین کاهش ضریب برا دیده شده است. در این شرایط ضریب برای بیشینه حدوداً ۷۷٪ نسبت به حالت تمیز کاهش پیدا می کند (شکل (۲)). بازیابی فشار در اثر گردابه های به وجود آمده در محل یخزدگی و کاهش اختلاف فشار سطح بالا و پایین ایرفویل دلیل اصلی این پدیده است. حل عددی انجام شده در این مقاله در زاویه حمله های کم بین ۷- تا ۱۰ گرایش بسیار مناسبی به جواب های تجربی به دست آمده از آزمایش نمونه ی ایرفویل در تونل باد دارد [۷]. شکل (۳). فقط در زوایای حمله ی بیشتر از ۱۰ درجه و بعد از واماندگی، مقداری انحراف مشاهده می شود که این اختلاف به دلیل آنست که در زاویه های حمله ی بالا جریانی موازی با بال به وجود می آید و در نتیجه جریان سه بعدی است، در حالی که شبیه سازی عددی انجام شده دو بعدی می باشد و همچنین بعد از واماندگی به دلیل جریان ناپایای به وجود آمده دیگر فرمولاسیون RANS معتبر نیست.



شکل ۱ شبکه تولید شده در حالت یخ زده