دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(پلی تکنیک تهران)

دانشکده: **مهندسی هوا فضا**

پایان نامه کارشناسی ارشد

رشته تحصیلی: **مهندسی هوافضا**

گروه: ایرودینامیک

عنوان

یک روش سریع برای بهینه سازی تکاملی ایرفویل گذرصوتی در جریان لزج به کمک شبکه عصبی

استاد راهنما

علیرضا جهانگیریان

دانشجو

آوا شاهرخی

بسمه تعالی

تاریخ:
شماره:

دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی‌تکنیک تهران)

فرم اطلاعات پایان‌نامه
کارشناسی- ارشد و دکترا

معاونت پژوهشی
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی ۷

مشخصات دانشجو:

نام و نام خانوادگی: آوا شاهرخی | دانشجوی آزاد (×) | بورسیه ( ) | معادل ( )
شماره دانشجوئی: ۸۱۲۲۹۹۴۹ | دانشکده: مهندسی هوافضا | رشته تحصیلی: مهندسی هوافضا | گروه: ایرودینامیک

مشخصات استاد راهنما:

نام و نام خانوادگی: علیرضا جهانگیریان | درجه و رتبه: دانشیار
نام و نام خانوادگی: | درجه و رتبه:

مشخصات استاد مشاور:

نام و نام خانوادگی: سید علی سیدصالحی | درجه و رتبه: استادیار
نام و نام خانوادگی: | درجه و رتبه:

عنوان پایان‌نامه به فارسی : یک روش سریع برای بهینه سازی تکاملی ایرفویل گذرصوتی در جریان لزج به کمک شبکه عصبی

عنوان پایان‌نامه به انگلیسی: A Fast Method for Evolutionary Optimization of Viscous Transonic Airfoils Using Neural Networks

نوع پروژه: کارشناسی ( ) | ارشد ( ) | دکترا (×) | سال تحصیلی:۸۷
کاربردی (×) | بنیادی ( ) | توسعه‌ای (×) | نظری (×)

تاریخ شروع : ۸۱/۱۲ | تاریخ خاتمه :۸۷/۱۰ | تعداد واحد :۲۴ | سازمان تأمین کننده اعتبار :

واژه‌های کلیدی به فارسی: بهینه سازی ایرودینامیکی- روشهای تکاملی- طراحی مقطع بال

واژه های کلیدی به انگلیسی :Aerodynamic Optimization-Evolutionary Methods- Airfoil Design

مشخصات ظاهری	تعداد صفحات ۱۴۵	تصویر(×) جدول(×) نمودار(×) نقشه( ) واژه‌نامه( )		تعداد مراجع ۸۹	تعداد صفحات ضمائم
زبان متن	فارسی(×)	انگلیسی( )	چکیده	فارسی(×)	انگلیسی(×)
یادداشت					

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه

استاد: دکتر علیرضا جهانگیریان

دانشجو: آوا شاهرخی

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:۸۱/۲/۲۸**
دکتر علیرضا جهانگیریان

۱ : ارائه به معاونت پژوهشی به همراه یک نسخه الکترونیکی از پایان‌نامه و فرم اطلاعات پایان‌نامه بصورت PDF همراه چاپ چکیده (فارسی انگلیسی) و فرم اطلاعات پایان‌نامه
۲ : ارائه به کتابخانه دانشکده (شامل دو جلد پایان نامه به همراه نسخه الکترونیکی فرم در لوح فشرده طبق نمونه اعلام شده در صفحه خانگی کتابخانه مرکزی)

تقدیر و تشکر

مراتب قدردانی خود را حضور جناب آقای دکتر جهانگیریان که در طول انجام این رساله با وجود مشغلهٔ فراوان از راهنمایی های ارزندهٔ ایشان بهره مند شدم، ابراز می دارم. همچنین از آقای دکتر سید صالحی استاد مشاور این رساله به خاطر کمکهای مفید و نظرات مؤثر تشکر می نمایم. از سرکار خانم طیبی کتابدار محترم کتابخانه دانشکدهٔ مهندسی هوافضا که در طول انجام این رساله کمال همکاری را با اینجانب داشتند صمیمانه قدردانی می کنم. از پدر و مادر عزیزم به خاطر حمایتهای بی پایانشان و از همسر عزیزم به خاطر کمکهای با ارزش و حوصلهٔ فراوانش عمیقاً تشکر می کنم.

فهرست علائم

ΘÑDž ƠŰƐƽ	a
ǨŨǁ ŭƛĦÑơ	a_n
ʒƿƐ Æ∑ƿƐƠ yƒɬƿ	a_j^k
ʒǩŽĬĦ Ơfǩƽǫ	A
ÆǁdžŰ ǴŨǁǁ ʒY 2 ǩǽǩƛ ʒɬYƐƛ	$\underline{b}$
ǩƽř ɬǽƐlj	C_d
ɬƐƛ ɬǽƐlj	C_l
ʒǩǂə ɬǽƐlj	C_p
ÆŰÑDždžǫ æÊHǾǁƽɬ ǫƐơ	D_i
Ǩŧ ǻţƐǁĦ	E
Ǩǽyǁơ ŭƛǩơ	f
ʒǩǁ ǻǩǵʒɬYƐƛ	H,G,F
ǻƐDžə ǻɛǩƽ ťƐƬǾǫ ƿƿʒ ʒY ƐDžə ÆǾǓƽ ɬǽƐlj	k_{ij}
ʒǩŽĬĦ ǴΣƿ Ǵƛ YÑŽŰ ηŨǽ ʒɬYƐƛ	n
ǨǽÑəƐǽĦ ǻƿʒ NjǩÆǁ Ǩŧ Yɬyűơ	n_p
ʒɬyØǫ ʒY YÑΣÑǫ ǻǩǵ ǴŽǂšƽ Yɬyűơ	N
ǴŨǁǁ ɛɬ dzƐū Ɛǵ ηǽǩƽŽǵ Yɬyűơ	NN
ʒǩǂə	P
ÆǁdžŰ ǴŨǁǁ ǻYƿʒƿ ʒɬYƐƛ	$\underline{P}$
ǨơyǾƐř YyŰ	Pr
ÆǾǽɬyğ ΘʒɬƐf ğǩÆǾǁĦ	q
ÆǽǩÆƛ ǻǩǵƐØŭǾǫ ʒɬYƐƛ	Q
Yɬɛd ʒǩǽƐΣ ƠŰƐƽ ʒɬYƐƛ	q_∞
ǨǽÑəƐǽĦ ǴǾŽf ηǁǩ Ŭǩūǁ	r_{LE}
ǩǵ dzʒǩǁ ğɬƐŬǾǁĦ ǫƐơ	R_i
ǴŽǂš Θʒyǻ	S
ÆÆØÆf ʒǩǫɛ	t
Ægƛū ÆĬƛÑơ	u_i
ʒǩǽƐΣ ƠŰƐƽ ǻǩǵ ǴÄĬɛǫ	u,v,w

ÆllldžÜ ǴÛÙll ǁY ǯƿ ǁłYƐƛ	$\underline{w}$
ǴÛÙll NjǨÆǀ ΘǨdžǗUǭ	x, y, z
ÆǨƐǗǁƫ NjǨÆǀ ΘǨdžǗUǭ	X_i, Y_i
ǨǽÑəƐǽł ǰ ÓǽǨř ƿ èǨƛ ɻÑăƽ ǁY ǨƷTǁǂ ƐƦtłƴf ǨTǭ	$X_{UP}, Y_{UP}, X_{LO}, Y_{LO}$
ǨǽÑəƐǽł ǁłƐə ɳǁǩ ɳdžǗUǭ	Y_{TE}
ǨǽÑəƐǽł ǁłƐə ɳǁǩ OǭǨUlj	ΔY_{TE}
ǻƐÓūYǨǽ UƐǁ	α
ǨǽÑəƐǽł ǁłƐə ɳǁǩ ɳǽƿłƐ	α_{TE}
ǁłƐə ɳǁǩ ƷÑū ɳǽƿłƐ	β_{TE}
ƷŤǽƿ ǻǨǭƐū ł ǽłƐlj Oǁƽǁ	γ
OΣƹǩ ł ǽƐlj	μ
Ǩǵ ƷYfY njƽÑǗǭ ǁłyÆǭ	μ_i
ÆǩǨŬš	ρ
Æ‖Ɛƛ ǀ Dƣ ǻǨǵ ǴÄǩƐǭ	$\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{yy}$
ǻƐǨlǭ ǯǨǭƐ	τ
YǁłyǷǨǗƽł ŮłƐTǁǂ	σ_i
ǯƿ ǪÓǒDƣ ǻǨăʊ TØTƷƣ OǮƽǻ	δ_k
ÆŬǗÄ‖a æÊHǗƽł UƐǁ	ε

ǻł ǴǗfƐǭ yƷš p ƿǁ ǁY ǻƐÓū ğłƐŬǗǂǂ ɳǗfƐǭ	m
ÆǷǨǭƐ ɳǗfƐǭ	n

ǯłyÓǭ ǨʊHY ! łÑʊ	e
ǯǨǮǩł ǄǮǨǮ‖	i
YłƐd ǯǨǽƐΣ ! łÑʊ	∞

فصل اول

مقدمه

۱-۱-کلیات

با توجه به نقش اصلی بال در تولید نیروی برآ و پسای هواپیما، بهینه سازی عملکرد ایرفویلهای گذرصوتی یکی از مهمترین موضوعات تحقیقاتی در علوم هوافضا و به خصوص ایرودینامیک می باشد. یکی از اهداف بهینه سازی مذکور کاهش هزینه عملیاتی است که عمدتاً از طریق کاهش مصرف سوخت انجام می گیرد. از زمان ابداع موتورهای جت، که عمده وسایل نقلیه هوایی تجاری در محدودهٔ سرعتهای گذرصوتی پرواز می کنند، میزان سوخت مصرفی این هواپیماها نیز با نرخ قابل توجهی در حال افزایش است. طراحی ایرفویل بهینه، باعث کاهش میزان سوخت و انرژی مصرفی هواپیماهای تجاری شده که از سوی شرکتها و صنایع هوایی خواهان سود بیشتر مورد استقبال قرار گرفته است. طراحی بهینه علاوه بر وسایل پرندهٔ غیرنظامی در هواپیماهای جنگنده نیز به منظور افزایش قدرت مانور به شدت مورد توجه می باشد.

از دیدگاه ریاضی، بهینه سازی دستیابی به مقدار اکسترمم برای تابعی است که اصطلاحاً تابع هدف[1] نامیده می شود. این تابع به عنوان مثال می تواند نیروی پسای بال در وضعیت پرواز افقی در سرعت گذرصوتی و یا ترکیبی از این نیرو و نیروی برآ باشد. از طرفی بهینه سازی نیازمند وجود روشهای محاسباتی مناسب برای محاسبه تابع هدف است. پیشرفتهایی که در دینامیک سیالات محاسباتی رخ داده، زمینه لازم را برای گسترش هرچه بیشتر روشهای بهینه سازی در ایرودینامیک فراهم آورده است.

[1] Objective Function

در طراحی یک وسیله، قید ها مقادیر متغیر های طراحی را محدود می کنند، به عبارت دیگر فضای طراحی را به دو دسته قابل قبول و غیر قابل قبول تقسیم می نمایند. در بهینه سازی بال، شکل سطح بال و پارامتر های مشخص کننده ایرفویل می توانند معرف متغیر های طراحی باشند که تحت قید های مشخصی از قبیل حداکثر نسبت منظری و حداقل ضخامت بال محدود شده اند. در صورتی که تعداد پارامتر های طراحی زیاد باشد و بعضاً این پارامتر ها نیز با یکدیگر اثرات تداخلی داشته باشند، تصمیم گیری برای طراح دشوار و در موارد بسیاری ناممکن است. به عنوان مثال در مورد فوق بالی که حداقل پسای کروز گذر صوتی را دارد، زاویه عقب رفتگی کم و نسبت منظری بالایی دارد، در حالی که بال با پسای کروز فراصوتی باید تا جای ممکن زاویه عقب رفتگی بیشتری داشته باشد تا درون مخروط ماخ باقی بماند. امروزه با به کارگیری امکانات نرم افزاری و سخت افزاری موجود، امکان ایجاد مصالحه ای بین پارامتر های مختلف و بهینه سازی سریع تر و دقیق تر به وجود آمده است. در اکثر تحقیقات به عمل آمده تکنیکهای بهینه سازی عمدتاً به دو گروه روشهای گرادیانی و روشهای تکاملی تقسیم بندی شده اند.

روشهای گرادیانی (قطعی[1])

این روشها، تکنیکهای جست و جوی محلی هستند و تنها یک منطقه از فضای طراحی را مورد بررسی قرار می دهند. این روشها را با توجه به ماهیتشان تنها در فضاهای پیوسته می توان به کار گرفت. تکنیکهای گرادیانی از اطلاعات گرادیان محلی برای جست و جو استفاده می کنند. با اینکه این روشها از لحاظ جست و جوی بهینه محلی بر الگوریتم های دیگر برتری دارند ولی حالت بهینه ای که از این روشها به دست می آید معمولاً بهینه کلی نیست.

روشهای تکاملی (تصادفی[2])

این روشها تمام فضای طراحی را مورد بررسی قرار داده و نقطه بهینه کلی را به احتمال قوی پیدا می کنند. از جمله معروفترین روشهای تکاملی الگوریتم ژنتیک می باشد. تکنیکهای بهینه سازی تکاملی همچنین در فضا های طراحی ناپیوسته نیز قابل به کار گیری هستند.

---

[1] Deterministic Methods
[2] Stochastic Methods

الگوریتمهای تکاملی به جای اطلاعات گرادیانی از جمعیتی از متغیر های تصمیم گیری در فضای گسترده ای از متغیر های تصمیم گیری برای جست و جوی نقطهٔ بهینه استفاده می کنند. بنابراین، توانایی بی نظیری در محاسبه حالت بهینه کلی دارا هستند. به همین جهت به نظر می رسد که روشهای الگوریتم تکاملی مناسب ترین روش جهت انجام بهینه سازی ایرودینامیکی باشند.

یکی از مراحل مهم در بهینه سازی ایرودینامیکی محاسبهٔ تابع هدف است. تابع هدف معمولاً شامل مقادیر انتگرالی مثل نیروی برآ و پساست که فقط با حل جریان اطراف جسم قابل محاسبه می باشد. روشهای مختلفی برای محاسبه تابع هدف در مسائل ایرودینامیکی وجود دارد که بسته به محدوده جریان و دقت مورد نظر به کار گرفته می شوند. به طور طبیعی روشهای سریعتر، به عنوان نمونه روشهایی که از معادلات جریان پتانسیل استفاده می کنند، نظیر ورتکس لتیس[1] و پنل، دارای تقریب بیشتری بوده و در مواردی که دقت زیادی مد نظر نیست، این روشها را می توان به کار برد. با این وجود دستیابی به طرحی که در عمل کارآیی بهینه دارد، مستلزم استفاده از مدل سازیهای پیچیده تر جریان با استفاده از معادلات اویلر و ناویراستوکس است. در مواردی که از این معادلات برای محاسبهٔ تابع هدف استفاده می شود، محاسبات جریان با استفاده از روشهای دینامیک سیالات محاسباتی انجام می شود. بهینه سازی اشکال ایرودینامیکی با استفاده از این روشها که در تحقیق حاضر به آن پرداخته شده یکی از مسائل بحث بر انگیز است. بررسی فعالیتهای انجام شده در این زمینه نشان می دهد که با وجود پیشرفتهای چشمگیر، در عمل هنوز استفاده از این روشها مشکلاتی را به همراه دارد. از جمله اینکه بهینه سازی با استفاده از الگوریتمهای تکاملی نیازمند حل جریان به دفعات بسیار زیاد می باشد. در نتیجه زمان مورد نیاز برای محاسبه نتایج بسیار زیاد خواهد بود. از این رو فعالیتهای بسیاری جهت کاهش زمان محاسبات صورت گرفته است. عمدهٔ این فعالیتها در استفاده از الگوریتمهای تکاملی کارآمد تر می باشد که تعداد مراجعات به حل کنندهٔ جریان را کاهش می دهد. علارغم فعالیتهای انجام گرفته هنوز مشکل زمان محاسباتی در این روشها وجود دارد.

روشهای متعددی برای کاهش زمان انجام محاسبات ارائه شده است. از میان این روشها به طور مشخص سیستمهای موازی، به دلیل ماهیت روشهای تکاملی به میزان زیادی مورد توجه بوده و به کار گرفته شده است. ولی این روشها نیازمند تجهیزات ویژه و اصلاحات در نرم افزاربوده که به نوبه خود زمانبر می باشد و همیشه امکانپذیر نیست.

---

[1] Vortex Lattice Method

مسألهٔ کاهش زمان محاسبات به طور کلی از دو دیدگاه قابل بررسی می باشد.

۱. افزایش نرخ همگرایی الگوریتم تکاملی
۲. کاهش زمان محاسبه تابع هدف و یا کاهش تعداد مراجعات به حل کننده جریان

روشهای متعددی برای افزایش نرخ همگرایی الگوریتم تکاملی به کار گرفته شده است. در مواردی روشهای تلفیقی که ترکیبی از الگوریتمهای تکاملی و روشهای بهینه سازی سریع تر می باشند، به کار گرفته شده است. در مواردی نیز سعی شده امکان همگرایی سریعتر جواب و در نتیجه کاهش تعداد حل جریان مورد نیاز از طریق افزایش کارایی الگوریتم تکاملی فراهم شود.

یکی دیگر از مسائل موثر در افزایش همگرایی بهینه سازی ایرودینامیکی که کمتر مورد توجه قرار گرفته است، انتخاب روش مناسب برای تعریف متغیرهای طراحی می باشدکه اصطلاحاً روش پارامتری سازی نامیده می شود. به طور کلی روش پارامتری سازی مناسب باید دارای خصوصیات کلی زیر باشد:

۱. شکل مناسبی را تولید کند. به این معنی که شکل به دست آمده از لحاظ عملی قابل ساخت باشد.
۲. در برگیرنده پارامترهایی باشد که تابع هدف را بیشتر از سایر پارامتر ها تحت تاثیر قرار می دهند.
۳. تعداد این پارامتر ها و میزان تمرکز آنها در طول ایرفویل باید به صورتی باشد که به ایرفویل انعطاف پذیری لازم را جهت ایجاد شکل مناسب بدهد.

از آنجا که زمان انجام محاسبات در روشهای بهینه سازی گرادیانی، با افزایش تعداد پارامترهای طراحی به شدت افزایش می یابد، به کارگیری این روشها، محدودیتهایی را در انتخاب روش پارامتری سازی به وجود می آورد. در بهینه سازی با تکنیکهای تکاملی، افزایش تعداد پارامترها به اندازهٔ روشهای گرادیانی بر زمان انجام محاسبات تأثیرندارد. روشهای متعددی برای پارامتری سازی ایرفویلها معرفی شده است. بررسیهای انجام شده در زمینه ایرفویلهای گذرصوتی نشان می دهد که پدیده هایی که در جریان گذر صوتی رخ می دهد، به شدت تحت تاثیر شکل مرزهای صلب می باشد. همچنین در صورتی که جریان به صورت لزج در نظر گرفته شود، شکل ایرفویل در قسمت لبهٔ فرار، در پدیده های جریان لزج از قبیل جدایش، بسیار تعیین کننده است. بنابراین روش پارامتری سازی که انعطاف

پذیری لازم را در ایجاد شکل مطلوب داراست سهم قابل ملاحظه ای را در همگرایی به شکل بهینه، همچنین در نرخ همگرایی ایفا می کند.

کاهش زمان محاسبهٔ تابع هدف در وهلهٔ نخست از طریق به کارگیری یک روش کارآمد برای محاسبهٔ جریان ممکن می باشد. با این وجود، کارآمد ترین روشهای حل جریان نیز همچنان زمانبر می باشند. یکی دیگر از جدیدترین راهکارها به منظور کاهش زمان محاسبات استفاده از مدلهای تخمینی تابع هدف به جای حل عددی معادلات جریان می باشد که اصطلاحاً به آنها روشهای کمکی[1] اتلاق می شود. یکی از این مدلها شبکه عصبی مصنوعی می باشد که توسط برخی از پژوهشگران به کار گرفته شده است. در این روش از اطلاعات نسلهای قبلی برای ایجاد یک مدل تجربی استفاده شده و این مدل برای تخمین تابع هدف به کار گرفته می شود. مدل تجربی امکان تخمین سریع تابع هدف را فراهم می آورد. از آنجا که عمده هزینه محاسباتی الگوریتم های تکاملی مربوط به قسمت ارزیابی تابع هدف است، محاسبه این تابع با استفاده از مدلهای کمکی باعث کاهش قابل ملاحظهٔ زمان محاسبات در الگوریتم بهینه سازی می شود.

با در نظرگیری مطالب مطرح شده، در پژوهش حاضر به طور خاص دو مسأله سرعت در جست و جوی نقطهٔ بهینه و افزایش توانایی روش در همگرایی به بهینهٔ کلی، مورد توجه قرار گرفته است.

۱-۲-تاریخچهٔ پژوهشی بهینه سازی ایرودینامیکی

استفاده از روشهای مختلف بهینه سازی همواره مورد توجه متخصصین ایرودینامیک بوده است. در قسمت قبلی به طور مختصر در مورد انواع روشهای بهینه سازی توضیحاتی ارائه شد.

روشهای گرادیانی نقطه بهینه را با محاسبه اطلاعات مربوط به گرادیان محلی محاسبه می کنند. در روشهای گرادیانی مقدار دهی به متغیر های تصمیم گیری ابتدا از یک نقطه در فضای طراحی شروع شده و سپس تغییر مقادیر این پارامتر ها تا جایی ادامه می یابد که گرادیان تابع در جهت تمام متغیر های تصمیم گیری مساوی صفر باشد. این روشها معمولا گرادیان محلی را با دقت بالایی محاسبه می کنند[۱]. روشهای متعددی برای محاسبه مقادیر مشتق به کار می رود. مهمترین این روشها عبارتند از تفاضل محدود، دیفرانسیل گیری مستقیم و روشهای Adjoint[۲].

---

[1] Surrogate methods

در دیفرانسیل گیری مستقیم معمولا از آنالیز حساسیت[1] جهت تعیین گرادیان تابع هدف استفاده می شود. این روش عموماً در مسائل پیچیده کاربرد دارد. برگرین[2] و همکارانش در سال ۱۹۹۴ از روش آنالیز حساسیت برای بهینه سازی ایرودینامیکی شکل نازل استفاده کردند[۳]. به طور معمول در این مسائل از روش ADI [3] برای محاسبه ضرائب حساسیت استفاده می شود ولی در پژوهش مذکور روش نیوتن به این منظور به کارگرفته شده است. با به کارگیری این روش ابتدا جهت بردارجست و جو با حل دقیق معادلات جریان مشخص شده و سپس در طول روند جست و جوی نقطهٔ بهینه در مسیر بردار جست و جو از حل تقریبی میدان جریان به جای حل کامل معادلات جریان استفاده شده است. در نتیجه با به کار گیری حل تقریبی جریان در حلقهٔ جست و جوی نقطهٔ بهینه، زمان انجام محاسبات به میزان قابل توجهی کاهش یافته است.

نقطه ضعف عمدهٔ روش نیوتن این است که حدس اولیه در این روش باید به جواب نهایی نزدیک باشد. در غیر این صورت امکان واگرایی جواب وجود دارد. برای رفع این مشکل و به منظور کاهش زمان انجام محاسبات، در همان سال برگرین و همکارانش از روش دیگری به نام PCG [4] به جای روش نیوتن استفاده کردند[۴]. در این روش به جای حل دقیق معادلات به روش نیوتن از طریق محاسبهٔ مشتقات، فرم تقریبی سیستم معادلات خطی سازی شده به کار گرفته شده است. با به کاگیری این روش همگرایی افزایش و حافظهٔ محاسباتی مورد نیاز نیز به مقدار قابل توجهی کاهش یافته است. برگرین و همکارانش از این روش برای بهینه سازی شکل ایرودینامیکی یک ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه استفاده نمودند. صدر حقیقی و همکارانش در سال ۱۹۹۵ روش دیفرانسیل گیری مستقیم را به منظور بهینه سازی شکل ایرفویل به کار بردند[۵]. معادلات جریان، نویراستوکس لایه نازک [5] و جریان گذرصوتی در نظر گرفته شده است. بهینه سازی با روش بیشترین شیب و با محاسبه ضرایب حساسیت انجام شده است. پاندیا[6] و همکارانش نیز در سال ۱۹۹۷با استفاده از روش ADI یک بال مافوق صوت را بهینه نمودند[۶]. مشتقات محاسبه شده از این روش با روش تفاضل محدود و روش PCG[7] مقایسه شده است. بر اساس این مقایسه روش ADI نسبت به PCG و روش تفاضل محدود به

---

[1] Sensitivity Analysis
[2] Burgreen, Gerg
[3] Alternating Direction Implicit
[4] Preconditioned Conjugate Gradient-like
[5] Thin layer Navier-Stokes
[6] Pandya, Mohagna
[7] Preconditioned Conjugate Gradient

حافظه کمتری برای ذخیره سازی اطلاعات نیاز دارد ولی زمان انجام محاسبات آن نسبت به PCG بیشتر است.

روش Adjoint از میان سایر روشهای گرادیانی برای بهینه سازی مسایلی نظیر مسایل ایرودینامیکی که تعداد متغیرهای طراحی در آنها زیاد می باشد مناسب تر است[۷]. اندرسون[۱] و همکارانش در سال۱۹۹۷ از این روش برای بهینه سازی جریان در دو حالت لزج و غیر لزج حول ایرفویل در جریان گذرصوتی استفاده کردند[۸]. هندسه ایرفویل با روش B-spline مدل سازی شده است. همین افراد در سال ۱۹۹۹ از روش مذکور جهت بهینه سازی ایرفویل در جریان مغشوش استفاده نمودند[۹]. مدل بهینه شده یک ایرفویل با فلپ شکافدار در قسمت لبه فرار[۲] می باشد و بهینه سازی هندسه برای هر دو قسمت ایرفویل و فلپ انجام شده است. در همین سال رودر[۳] و همکارانش از موسسه تحقیقات ایمز ناسا شکل ایرودینامیکی یک هواپیمای کامل را با به کارگیری روش Adjoint بهینه سازی کردند[۹]. هوتچیسون[۴] و همکارانش نیز یک بال در جریان گذر صوتی را در سال ۱۹۹۴ با استفاده از روش نیوتن با تقریب مشتق مرتبه دوم بهینه سازی نمودند[۱۰]. مقادیر مشتقات با تقریب تفاضل پیشرو تقریب زده شده است. کیم[۵] و گروهش در سال ۲۰۰۱ روش مذکور را برای بهینه سازی شکل ایرودینامیکی یک بال در جریان مافوق صوت به کار بردند[۱۱]. جریان به صورت غیر لزج در نظر گرفته شده و تغییرات هندسه در طول پروسه بهینه سازی با توابع شکل هیکس-هن محاسبه شده است.

در سال ۱۹۹۳ بایسال[۶] و گروهش شکل رمپ یک Scram Jet را به منظور تولید حداکثر نیروی پیشرانش با استفاده از روش Adjoint بهینه نمودند[۱۳]. کیم[۷] و ناکاهاشی در سال ۲۰۰۴ از روش Adjoint به منظور بهینه سازی ایرفویل شکافدار در ماخ زیر صوت به منظور تولید حداکثر برآ در مرحله نشست، استفاده کردند[۱۴]. هندسه با استفاده از تابع شکل هیکس-هن مدل سازی شده و حرکت شبکه در طول روند بهینه سازی با استفاده از آنالوژی فنر مدل سازی صورت گرفته است.

---

[1] Anderson, w. Kyle
[2] Slotted Airfoil
[3] Reuther, James J.
[4] Hutchison, M.
[5] Kim, Hyoung-Jin
[6] Baysal
[7] Kim, Hyoung-Jin

ژانهی[1] و همکارانش در سال ۲۰۰۴ روشی به منظور بهینه سازی ایرفویل گذر صوتی با استفاده از تکنیکهای گرادیانی ارائه نمودند[۱۵]. روش مذکور نیازی به حل گرادیانهای پیچیده ندارد و از این جهت به سایر روشهای گرادیانی ارجحیت دارد. مدل سازی هندسهٔ ایرفویل با استفاده از روش هیکس-هن انجام شده است. تعداد متغیر های طراحی برای مدل سازی ایرفویل ۱۰ بوده که کافی به نظر نمی رسد ولی بنا به محدودیتهای روشهای گرادیانی امکان اعمال تعداد زیاد متغیرهای طراحی وجود ندارد. طراحی برای دو حالت انجام شده است. در حالت اول هدف کاهش پسا با قید مقدار برآی ثابت می باشد. در مورد دوم بهینه سازی به منظور کاهش درگ در دو ماخ مختلف صورت گرفته و در حقیقت بهینه سازی با چند تابع هدف می باشد که با ایجاد یک ترکیبی از این توابع به یک تابع هدف تبدیل شده است.

در سال ۲۰۰۴ ماتسوشما[2] و همکارانش با به کارگیری یک تکنیک معکوس پیشرفته شکل ایرودینامیکی یک ایرفویل با فلپ شکافدار را بهینه سازی نمودند[۱۶]. هزرا[3] و همکارانش در سال ۲۰۰۵ با به کارگیری گام زمانی غیرواقعی[4] در حل معادلات Adjoint در بهینه سازی ایرودینامیکی شکل ایرفویل، زمان انجام محاسبات را به میزان قابل ملاحظه ای کاهش دادند [۱۷]. تابع هدف در نظر گرفته شده، پسا می باشد. یکی تکنیکهای متداول Adjoint ، روش Newton-Krylov می باشد. زینگ و همکارانش از این روش در بهینه سازی ایرفویل گذرصوتی استفاده کردند[۱۸]. در ادامهٔ این پژوهش زینگ و درایور روش مذکور را در بهینه سازی ایرفویل در جریان لزج با هدف حداکثر برا به پسا و با فرض حرکت آزادانهٔ نقطهٔ انتقال جریان از آرام به مغشوش به کارگرفتند[۱۹].

با اینکه روشهای گرادیانی نسبت به سایر روشهای بهینه سازی از قدمت بیشتری برخوردار هستند، ولی احتمال دارد بهینهٔ به دست آمده از این روشها نقطه بهینه کلی نباشد که بزرگترین نقطه ضعف این روشهاست. به علاوه این روشها تنها در فضاهای قابل مشتق گیری و در نتیجه در فضاهای پیوسته قادر به همگرایی به نقطه بهینه هستند. این نقطه ضعف از سوی دیگر امکان به کار گیری آنها را در زمینهٔ ایرودینامیک با مشکل مواجه می سازد. زیرا محاسبه مقادیر گرادیان در سازه و سیستمهای کنترلی نسبتا آسان است ولی هنگام استفاده از آن به همراه حل معادلات جریان به روش دینامیک

[1] Zhanhe, Liu
[2] Matsushama, Kisa
[3] Hazra
[4] Pseudo Timestepping

سیالات محاسباتی، استخراج مقادیر گرادیان، علاوه بر این که زمانبر است، به راحتی ممکن نمی باشد[۱۲]. همچنین تعداد زیاد متغیر ها و وابستگی آنها به یکدیگر در مسائل بهینه سازی ایرودینامیکی استفاده از روشهای گرادیانی را در این مسائل با مشکل مواجه می سازد[۲۰]. یک راه حل برای گریز از محدودیتهای روشهای قطعی، به کارگیری روشهای تصادفی نظیر الگوریتم ژنتیک در بهینه سازی ایرودینامیکی است. روشهایی که از الگوریتم های تکاملی استفاده می کنند، نظیر الگوریتم ژنتیک، تکنیکهای مناسب و قوی برای بسیاری از مسائل بهینه سازی از جمله مسائل بهینه سازی ایرودینامیکی هستند. این روشها بر خلاف روشهای گرادیانی تنها از خود تابع هدف برای انجام محاسبات استفاده می کنند. در نتیجه علاوه بر این که از این جهت حجم محاسبات و نیاز به مراجعات به حل CFD را کاهش می دهند، قابلیت بهینه سازی مسائل ناپیوسته را نیز دارا می باشند[۲۱] و [۲۲]. وجود این خصوصیات، الگوریتمهای تکاملی را برای حل مسائل غیر خطی و پیچیده نظیر مسائل ایرودینامیکی بسیار کاربردی می سازد[۳].

در سال ۱۹۹۵ کواگریایلا[1] و دلاسیوپا[2] الگوریتم ژنتیک را به منظور طراحی بهینه یک ایرفویل گذرصوتی با هدف طراحی یک ایرفویل بدون شوک[3] به کاربردند[۲۳].پارامترهای معرف ایرفویل ترکیب خطی از یک شکل اولیه و تعدادی تابع بهبود دهندهٔ شکل می باشد. معادلات جریان پتانسیل برای حل جریان به کارگرفته شده و نتایج برای هر دو حالت ارائه شده است. یکی به صورت بهینه سازی در یک موقعیت[4] یعنی ماخ و ضریب برآی مشخص و دیگری به صورت بهینه سازی با در نظرگیری دو موقعیت[5] شامل ماخ حالت قبل و یک ضریب برآی دیگر. تابع هدف درنظرگرفته شده برای بهینه سازی در حالت اول $\frac{Cl^2}{Cd_w}$ و در حالت دوم $\left({Cd_{w_1}}/{Cl_1^{\,2}} + {Cd_{w_2}}/{Cl^2{}_2} \right)^{-1}$ می باشد که در اولی حداکثر تابع و در دومی حداقل تابع مدنظر می باشد. دو عضو بهتر هر جمعیت مستقیما به نسل بعد منتقل می شوند. اوبایاشی[6] و گروهش، در سال ۱۹۹۸ یک بال مافوق صوت را با استفاده از الگوریتم ژنتیک ساده، بهینه سازی نمودند[۲۴]. بهینه سازی در دو حالت یک بار با یک تابع هدف[7]

[1] Quagliarella, Domenico
[2] Della Cioppa, Antonio
[3] Shockless Airfoil
[4] Single-Point Optimization
[5] Two-Point Optimization
[6] Obayashi, Shigeru
[7] Single Objective

که به صورت حداکثر نسبت ضریب برآ به پسا است و بار دیگر با سه تابع هدف[1] یعنی حداقل پسا، وزن بال و نسبت منظری بال انجام شده است. متغیر های طراحی بال شامل شکل ایرفویل در شش مقطع از بال، حداکثر انحناء[2] و محل آن روی ایرفویل و پیچش[3] می باشد و شکل ایرفویل با استفاده از از روش B-spline مرتبه سوم پارامتری شده است. جریان به صورت غیر لزج در نظر گرفته شده و برای حل جریان از تئوری خطی سازی شده جریان فراصوتی استفاده شده است. در حالت دوم متغیر های طراحی شامل زاویه برگشتی جلویی و عقبی بال[4]، طول شکستگی بال[5] و محل آن در طول دهانه دهانه بال می باشد. در همان سال شخص دیگری به نام اویاما[6] به همراه اوبایاشی از یک الگوریتم ژنتیک بهینه به همراه تکنیکی به نام تاگوچی[7] برای بهینه سازی یک بال گذرصوتی استفاده کردند[۲۵]. با استفاده از این روش تعداد تکرارهای لازم برای رسیدن به جواب مطلوب کاهش می یابد بدون آنکه کیفیت نتایج تحت تاثیر قرار بگیرد. روش مذکور برای بهینه سازی یک ایرفویل با دو تابع هدف برا و پسا مورد استفاده قرار گرفته است. عملگر انتخاب با توجه به کروموزومهای والد و فرزند انجام می شود، به این معنی که انتخاب دو کروموزوم برتر از بین این چهار کروموزوم صورت می گیرد. مطالعهٔ این مقاله نشان می دهد که روش تاگوچی یک روش کارآمد در بهینه سازی سیستم های با پارامترهای زیاد می باشد. مارکو[8] و لانتری[9] در سال ۲۰۰۰ یک الگوریتم ژنتیک موازی را به منظور کاهش هزینه محاسبات در طراحی بهینه ایرفویل به کار بردند[۲۶]. پارامتری سازی ایرفویل با استفاده از روش B-spline صورت گرفته است. عمل موازی سازی در دو سطح صورت گرفته است. موازی سازی کد حل جریان و موازی سازی کل حلقه بهینه سازی. برای موازی سازی کد حل جریان، مش بندی پایه[10] به مشهای هم پوشان[11] قسمت بندی شده است. هر قسمت اصطلاحا یک زیر شبکه نامیده می شود. در کلیه میدانها از حل کننده یکسان استفاده شده است. موازی سازی حلقه بهینه

[1] Multi objective
[2] Camber
[3] Twist
[4] Inboard and Outboard Sweep Angle
[5] Kink
[6] Oyama, Akira
[7] Taguchi
[8] Marco, N.
[9] Lanteri, S.
[10] Underlying
[11] Overlapping Mesh

سازی با بهره جویی از طبیعت الگوریتم ژنتیک انجام شده است. محاسبه مقادیر تابع هدف برای کروموزمهای یک نسل به طور موازی صورت گرفته است.

در سال ۲۰۰۰ اویاما و اوباياشی یک نوع الگوریتم ژنتیک با محدودهٔ سوق دهنده[۱] را به منظور بهینه سازی ایرودینامیکی شکل ایرفویل به کار بردند[۲۱]. روش محدودهٔ انطباقی سوق دهنده که در فضاهای طراحی پیوسته قابل به کارگیری است، در طول تکرار های متوالی جمعیت را به سمت نواحی طراحی مناسب سوق می دهد. برای نمایش شکل ایرفویل از روش PARSEC استفاده شده است. در تحقیق دیگری اویاما، اوباياشی و ناکاهاشی بال گذر صوتی بهینه ای را با استفاده از الگوریتم ژنتیک و با به کارگیری روش پارامتری سازی PARSEC طراحی نمودند[۲۷]. تابع هدف نسبت برآ به پسا می باشد. زاویه حمله ثابت در نظر گرفته شده است. مدل سازی بال از طریق تعیین ایرفویل در موقعیتهای مختلف در طول دهانه بال انجام شده و زاویه پیچش نیز متغیر در نظرگرفته شده است. حداقل ضخامت ایرفویل به علت در نظر گیری ملاحظات سازه ای و به منظور جلوگیری از نتایج غیر عملی محدود شده است.

یکی دیگر از روشهای تصادفی که برای بهینه سازی از آن استفاده شده است بازپخت شبیه سازی شده SA[۲] می باشد. SA همانند الگوریتم ژنتیک، از جمله ابزار های قوی است که نقطهٔ اکسترمم کلی را به دست می دهد و بر پایه تکنیک مونت کارلو[۳] بنا شده است[۲۵]. لی[۴] و دامودارن[۵] در سال سال ۲۰۰۰ از این روش برای بهینه سازی ایرفویل گذر صوتی استفاده کردند[۲۸]. برای نمایش ایرفویل از تابع هیکس-هن استفاده شده است. در حل مذکور به منظور کاهش زمان انجام محاسبات، در هر سیکل طراحی حل جریان مربوط به تحلیل قبلی به عنوان شرایط اولیه مورد استفاده قرار می گیرد. یکی از بزرگترین مشکلات روش SA تعداد زیاد محاسبات تابع هدف است که در مورد مسائلی مانند مسائل ایرودینامیکی که محاسبه تابع هدف در آنها بسیار زمانبر می باشد، از اهمیت بیشتری برخوردار است. با به کارگیری PSA[۶] می توان این مشکل را تا حدودی کاهش داد. وانگ[۷] و دامودارن دامودارن در سال ۲۰۰۱ از این قابلیت به منظور کاهش زمان انجام محاسبات بهینه سازی استفاده

---

[1] Adaptive Range
[2] Simulated Annealing
[3] Monte Carlo
[4] Lee, S.
[5] Damodaran, M.
[6] Parallel Simulated Annealing
[7] Wang, X.

کردند و از این روش در طراحی بهینه سیستم های جریانهای داخلی نظیر نازل استفاده نمودند[۲۹]. از دیگر مشکلات روش SA کاهش نرخ همگرایی به جواب بهینه و گاهی عدم کارایی روش در همگرایی به نقطهٔ بهینه در مسائل بهینه سازی با تعداد زیاد پارامترهای طراحی می باشد [۳۰]. ضیائی و پیشه ور نیز از روش الگوریتم ژنتیک به منظور بهینه سازی شکل بال در محدوده زیر صوت استفاده کردند[۳۱]. کواگریایلا و ویچینی[1] در سال ۲۰۰۲، بهینه سازی ایرودینامیکی شکل ایرفویل گذرصوتی را با در نظرگیری پسای موجی به عنوان تابع هدف انجام دادند[۳۲]. از آنجا که پسای موجی در اثر امواج شوک می باشد، از فرم پتانسیل میدان جریان استفاده شده است. در نمونهٔ دیگری در همین تحقیق، شکل ایرفویل چند مولفه ای با فرض برآ به عنوان تابع هدف بهینه سازی شده است. حداکثر ضخامت و ممان پیچشی به عنوان قیود طراحی در نظر گرفته شده اند. در این حالت از آنجا که جدایی جریان و به طور کلی لایه مرزی در شکل بهینه المانهای ایرفویل تأثیر گذار می باشد، میدان جریان به صورت لزج در نظرگرفته شده است.

ساساکی[2]، اوبایاشی و ناکاهاشی[3] در سال ۲۰۰۲ از الگوریتم ژنتیک با چهار تابع هدف برای بهینه سازی بال فراصوتی استفاده نمودند[۳۳]. بهینه سازی برای شرایط پرواز فراصوتی و گذر صوتی انجام شده است و توابعی که بهینه سازی آنها مد نظر قرار گرفته، پسا در پرواز گذرصوتی و فراصوتی، گشتاور خمشی و پیچشی در ریشهٔ بال در پرواز فراصوتی می باشد. حصول حداقل پسا با در نظرگیری مقدار مشخصی برای برآ مقید شده است و حداقل گشتاور خمشی به دست آمده نیز باید به نحوی باشد که نسبت منظری مقدار معقولی داشته باشد. سطح بال ثابت در نظر گرفته شده است و ضخامت بنا به ملاحظات سازه ای محدود شده است. متغیر های طراحی شامل شکل بال، شکل ایرفویل (شامل انحنا و توزیع ضخامت) و پیچش می باشد. ایرفویل با استفاده از B-spline با در نظرگیری ۹ نقطه کنترل مدل سازی شده است. برای کاهش زمان انجام محاسبات از سیستم حل موازی استفاده شده است. در این بهینه سازی از آنجا که تعداد توابع هدف بیش از یکی است، به جای یک جواب نهایی، مجموعه ای از جوابها که به آن حل بهینه پارتو[4] گفته می شود به دست می آید. جواب نهایی بر اساس نیاز ها و برخی اطلاعات دیگر و از میان جوابهای پارتو انتخاب می شود. در سال۲۰۰۲

[1] Vicini
[2] Sasaki, Daisuke
[3] Nakahashi, Kazuhiro
[4] Pareto Optimal Solution

اوباياشی و ساساکی با استفاده از سیستم های خود سازمانده در شبکه عصبی SOM[1] به دسته بندی حلهای چهار بعدی به دست آمده از حل پارتو در پژوهش قبل پرداختند[۳۴]. SOM یکی از مدلهای شبکه عصبی است که برپایهٔ یادگیری بدون ناظر رقابتی می باشد و توپولوژی را به منظور انتقال داده ها از فضاهای چند بعدی به فضای با ابعاد کمتر فراهم می آورد. در این انتقال فاصله بین نقاط محفوظ می ماند. در این روش ابتدا حل پارتو به فضای SOM سه بعدی و سپس به فضای SOM دو بعدی انتقال می یابد.. ژانگ[2] و همکارانش در سال ۲۰۰۲ با به کارگیری الگوریتم ژنتیک ایرفویل و بال را در محدوده پروازی زیر صوت و گذر صوتی بهینه سازی نمودند[۱۲]. مدل سازی هندسه ایرفویل با استفاده از روش B-spline انجام شده است. برای حل جریان از کدی عددی بر پایه جریان پتانسیل استفاده شده است. ژانگ و همکارانش در ادامه فعالیتهای خود یک بال گذر صوتی را با به کار گیری الگوریتم ژنتیک و برای دو ماخ پرواز در برآی ثابت بهینه سازی نمودند[۳۵]. هندسه ایرفویل با روش B-spline مرتبهٔ ۶ محاسبه شده است. بهینه سازی بال تنها از طریق بهینه سازی مقاطع بال صورت گرفته است. تابع هدف جمع Cl/Cd برای دو ماخ می باشد. در هر نسل از هر زوج یک فرزند تولید می شود. سپس مجموعه والدین و فرزند با یکدیگر مقایسه شده و دو کروموزم بهتر انتخاب می شوند. قیدهای لحاظ شده به منظور جلوگیری از تولید جوابهای نامعقول و غیر عملی عبارتند از حداقل مقدار مربوط به حداکثر ضخامت و حداکثر مقدار قابل قبول برای زاویهٔ لبهٔ فرار.

چیبا[3] و همکارانش در سال ۲۰۰۵ بهینه سازی ایرودینامیکی را برای بال انجام دادند[۳۶]. شکل مقطع بال با روش PARSEC پارامتری سازی شده و علاوه بر ایرفویل پیچش و زاویهٔ هفتی[4] بال در مقاطع مختلف به عنوان متغیر های طراحی در نظر گرفته شده است. در مجموع تعداد متغیر های طراحی ۳۵ می باشد. از الگوریتم ژنتیک با محدودهٔ سوق دهنده به منظور بهینه سازی استفاده شده است. میزان اثر پارامتر های روش PARSEC در افزایش کارایی ایرودینامیکی ایرفویل گذرصوتی بررسی شده و نشان داده شده است که محل حداکثر ضخامت در سطوح بالا و پایین بیشترین تأثیر را در افزایش برآ دارد. در حالی که انحنا در نقطهٔ حداکثر ضخامت بیشترین تأثیر را در نسبت برآ به پسا دارا می باشد. آهوجا[5] و هوسنگادی[1] در همان سال از الگوریتم ژنتیک به منظور در بهینه سازی شکل

[1] Self Organizing Map
[2] Zhang, F.
[3] Chiba, Kazuhisa
[4] Dihedral
[5] Ahuja, Vineet

فلپ ایرفویل چند المانه درجریان گذرصوتی استفاده نمودند[۳۷]. روش به کار گرفته شده برای پارامتری سازی B-spline می باشد. تابع هدف گشتاور حول نقطهٔ اتصال ایرفویل به بدنه در حداکثر انحنای فلپ است. به منظور کاهش زمان، محاسبات در دو سطح الگوریتم ژنتیک و جریان به صورت موازی صورت گرفته است. پیگین[۲] و اپشتاین[۳] نیز از محاسبات موازی در بهینه سازی بال گذرصوتی استفاده نمودند[۳۸]. تابع هدف پسا می باشد که در محدودهٔ مشخصی از تغییرات برآ، حداقل شده است.

روشهای تکاملی علاوه بر طراحی اشکال بهینه، در طراحی معکوس نیز به کارمی روند. در این نوع کاربردها توزیع فشار مشخصی مطلوب بوده و ایرفویل مربوط به این توزیع فشار با محاسبهٔ حداقل تابع هدف که تفاوت توزیع فشار ایرفویل طراحی شده با ایرفویل هدف می باشد، به دست می آید [۳۹]و [۴۰].

معمولاً عمدهٔ هزینهٔ محاسباتی الگوریتم های تکاملی مربوط به ارزیابی توابع هدف می باشد زیرا این توابع تا رسیدن به جواب مطلوب به دفعات زیاد محاسبه می شوند. آنچه که در روشهای الگوریتم ژنتیک متداول است، به کارگیری روشهای کارآمد تر است که در نتیجه در زمان کمتری نسبت به روشهای متداول الگوریتم ژنتیک به جواب مطلوب رسیده و تعداد مراجعات برای محاسبه تابع برازندگی را کاهش می دهند. با این وجود، در مواردی که محاسبه تابع هدف از لحاظ زمانی بسیار هزینه بر است نظیر مسائل ایرودینامیکی، هنوز این مشکل به صورت جدی مطرح می باشد. روشهای متعددی برای رفع این مشکل ارائه شده است. یکی از این روشها که در فوق به آن اشاره شد، انجام محاسبات به صورت موازی می باشد. ماهیت روشهای تکاملی به صورتی است که در آن امکان پردازش موازی اطلاعات وجود دارد. همچنین با ایجاد قابلیت انجام محاسبات جریان به صورت موازی، مشکل زمان بالای محاسبات به میزان زیادی قابل حل می باشد. نکتهٔ مهم در استفاده از روشهای موازی، کارایی و نحوهٔ تبادل اطلاعات سیستم های پردازش موازی است. معمولاً کارایی این سیستمها از حدود ۹۰ درصد فراتر نمی رود. از سوی دیگر، این روش نیز هزینه بر بوده و از طرف دیگر راه اندازی این قبیل سیستمها به نوبه خود زمانبر می باشد.

---

[1] Hosangadi, Ashvin
[2] Peigin, Sergey
[3] Epstein, Boris