دیباچه

این کتاب به یکی از بیش ترین ماشین های مدرن روز ، توربین گازی موتور های هواپیما مربوط می شود. تکنولوژی توربین گاز به طور واضح برای تهیه ی براورد موجه ، در این زمینه ی جذاب مهندسی هوا فضا می باشد ، که نه تنها مربوط به تمام قطعات موتور می باشد ، بلکه برای رفع اشکالات یکپارچه ی بدنه ی موتور ، هر دو هواپیمای مسافربری ساب سونیک و جنگنده ی سوپرسونیک نیز می باشد.

مطالب جمع آوری شده در این کتاب ، از میان منابع جهانی تهیه شده است. یک لیست از داده های اصلی موتور در بخش ضمیمه ی این کتاب آورده شده است ، تا این کتاب مانند ، کتاب های مرجع مورد استفاده قرار گیرد.

این کتاب به صورت مقدماتی برای کسانی که مایلند تا دانش خود را در زمینه ی تکنولوژی موتور توربینی افزایش دهند و همچنین مشکلات وابسته ، فراهم شده است. این کتاب همچنین برای مهندسین در کارگاه ها ، پرسنل فرودگاه ها و نیرو های ارتشی ، و دانشجویان در حال آموزش مناسب می باشد.

Klaus Huenecke

ضمیمه

Appendix 1 Commercial turbofan engines

Commercial turbofan engines			Components				Performance			Dimensions & weight		
			Compressor			Turbine						
Manufacturer	Engine designation	Aircraft powered by engine	Number of stages (fan/lp + hp)	Pressure ratio	Bypass ratio	Number of stages (hp + lp)	Take-off thrust	Specific fuel consumption	Mass flow rate (kg/s)	Fan diameter (m)	max length (m)	Dry mass kg (less nozzle)
General Electric	CF6-80A	A310, B-767	1/3 + 14	27.7	4.28	2+4	220 kN (48,000 lb)	0.352	670	2.19	4.00	3,820
	CF6-80C2	B-747-300/400, B-767, A310 A300-600, MD-11	1/4 + 14	31	5.13	2+5	233-273 kN (52,500 + lb)	0.32-0.33	800	2.36	4.09	4,144
	CF6-80E1	A330	1/4 + 14	32	5.2	2+5	300-320 kN (67,500 + lb)	0.32-0.33	861	2.44	4.17	4,173
	GE90-85B	B-777	1/3 + 10		10	2+6	377 kN (84,700 lb)			3.35	4.88	
CFM International (General Electric + Snecma)	CFM56-5A3	A320-200, A319	1/3 + 9	28	5.96	1+4	118 kN static 22.3 kN @ cruise (26,500 lb st)	0.611 (cruise)	391	1.735	2.42	2,265
	CFM56-5B2	A321	1/4 + 9	33.6	5.43	1+4	137 kN static 26.2 kN @ cruise (31,000 lb st)	0.611 (cruise)	433	1.735	2.60	2,381
	CFM56-5C4	A340-200	1/4 + 9	34	6.36	1+5	151 kN static 31.5 kN @ cruise (34,000 lb st)	0.586 (cruise)	483	1.836	2.62	2,540
IAE (P&W, RR, MTU, Fiat, Jaec)	V2500-A1	A320-200	1/3 + 10	30	5.44	2+5	110 kN static 22.5 kN @ cruise (24,800 lb st)	0.598 (cruise)	360	1.6	3.20	2,367
	V2500-A5	A319, A320, A321	1/4 + 10	32.5	4.60	2+5	133 kN static 25.6 kN @ cruise (30,000 lb st)	0.606 (cruise)	384	1.6	3.20	2,240
	V2500-D5	MD-90-30, MD-90-50	1/4 + 10			2+5	146.8 kN static 28 kN @ cruise (33,000 lb st)			1.6	3.20	

Commercial turbofan engines			Components				Performance			Dimensions & weight		
			Compressor			Turbine						
Manufacturer	Engine designation	Aircraft powered by engine	Number of stages (fan/lp + hp)	Pressure ratio	Bypass ratio	Number of stages (hp + lp)	Take-off thrust	Specific fuel consumption kg/daN/h	Mass flow rate (kg/s)	Fan diameter (m)	Engine length (m)	Dry mass -less nozzle- (kg)
Pratt&Whitney	JT8D-200	MD-80 series aircraft	1/6 + 7	18		1 + 3	77-97 kN (...- 21,700 lb)	0.51-0.66		1.17	3.92	
	JT9D-7R4-E1	A310-300, B-767	1/4 + 11	23	5.0	2 + 4	222.4 kN takeoff 50.3 kN cruise (50,000 lb)	0.624 @ cruise	731	2.36	3.90	4,040
	PW4152	A310-300, A300-600, (B-747-400, B-767, MD-11 powered also by engines of PW4000 series)	1/4 + 11	27.3	5.0	2 + 4	231.3 kN takeoff 49.3 kN cruise (52,000 lb)	0.581 @ cruise	741	2.36	3.90	4,040
	PW4168	A330-300	1/4 + 11	35.9	4.8	2 + 4	302.5kN takeoff 57.5 kN cruise (68,000 lb)	0.565 @ cruise	900	2.51	3.37	4,264
	PW4084	B777	1/6 + 11			2 + 7	376 kN takeoff (84,600 lb)					
	PW2136	A340-200	1/4 + 12	25.0	6.1	2 + 5	160 kN takeoff 35 kN cruise (35,000 lb)	0.565 @ cruise	532	2.03		
	PW2037	B757	1/4 + 12	30	5.8	2 + 5	170 kN takeoff (38,000 lb)	0.563 @ cruise	541	1.99	3.72	3,028
Rolls-Royce	RB211-524G /..H	B-747-400, B-767-300	1 + 7 + 6			1 + 1 + 3	258 kN - 270 kN	0.57		2.19	3.18	
	RB.211-535E4 /..E4B	B-757	1 + 6 + 6			1 + 1 + 3	178 -192 kN	0.598		1.88	2.99	
	Trent 768/772	A330	1 + 8 + 6			1 + 1 + 4	300-316 kN	0.565		2.47	3.90	

Appendix 2 Military turbofan engines

Military turbofan engines			Components				Performance			Dimensions & weight		
			Compressor			Turbine						
Manufacturer	Engine designation	Aircraft powered by engine	Number of stages (fan/lp + hp)	Pressure ratio	Bypass ratio	Number of stages (hp + lp)	Take-off thrust	Specific fuel consumption	Mass flow rate (kg/s)	Fan diameter (m)	Engine length (m)	Dry mass kg (less nozzle)
Pratt & Whitney	F100-PW-220	F-16A/B F-15	3 + 10	-	-	2 + 2	65 kN dry 106 kN reheat			1.18	4.85	
	F100-PW-229	F-16, F-15	3 + 10			2 + 2	79 kN dry 129 kN reheat			1.18	4.85	
	F117-PW-100	C-17 transport (engine is mil. version of civil PW2000 series)	1/4 + 12	-		2 + 5	185 kN	0.73		2.15	3.72	
	F119-PW-100	F-22 stealth fighter	3 + 6			1 + 1	157 kN reheat					
General Electric	F110-100	F-16C/D	3 + 9	30.4		1 + 2	78 kN dry 125 kN			1.18	4.62	
	F110-400	F-14B/D re-engine	3 + 9	30.4		1 + 2	72 kN dry 119 kN reheat			1.18	5.90	
	F118-100	B-2 (engine is non-afterburning F110 derivative)	3 + 9			1 + 2	85 kN no reheat			1.18	2.55	
	F404-402	F-18C/D	3 + 7	26.0		1 + 1	53 kN dry 79 kN reheat	1.79		0.89	4.04	1,020
	F404-F1D2	F-117A (Stealth fighter)	3 + 7			1 + 1	47 kN no reheat			0.89	2.26	
	F404/RM12	Saab JAS39 Gripen	3 + 7	26.0		1 + 1	54 kN dry 80.5 kN reheat	1.79		0.89	4.04	1,050
Rolls-Royce	Pegasus 11-61	Harrier II Plus	3 + 8			2 + 2	106 kN no reheat			1.22	3.48	
Snecma	M88-2	Rafale	3 + 6			1 + 1	50 kN dry 75 kN reheat				3.54	
Turbo-Union (Rolls-Royce, MTU, FiatAvio)	RB.199-105	Tornado ECR	3/3 + 3 + 6			1 + 1 + 2	42.5 kN dry 74.3 kN reheat			0.75	3.30	
Eurojet (MTU, FiatAvio, Rolls-Royce, ITP)	EJ200	Eurofighter 2000	1/3 + 5			1 + 1	60 kN dry 90 kN reheat			0.74	4.00	

فصل یکم

توربین ، پیشرانه ی هواپیما

۱.۱ تاریخچه

ایده ی استفاده از اصل فیزیک واکنش در یک مقیاس بزرگ به وسیله ی راکت ها معمولاً به چینی ها در قرن سیزدهم منسوب شده است. اگر چه تا پیش از جنگ جهانی دوم رشد تکنولوژی راکت ها به مرحله ای رسید که باعث به وجود آمدن ایده ی ساخت کاربردی فضاپیمای مسافری را ممکن ساخت ؛ با پرداخت هزینه زیاد ، گام بلندی را در طول جنگ برداشت.

چه شباهتی در تأخیر پیشرفت توربین ها می باشد! اگر چه مدل های اولیه ی توربین بخار به قرن هفدهم تعلق دارد ، استفاده ی کاربردی از موتور توربین باید تا قرن بیستم صبر می کرد ؛ با رقابت موفقیت آمیز پی در پی که باعث چیره شدن بر موتور بخار رفت و برگشتی[۱] شد. امروزه ، موتور توربین گازی[۲] شایع ترین و مؤثر ترین روش برای پیشرانه ی هواپیما می باشد ، که با بیش تر موتور های رفت و برگشتی که تا دهه ی ۱۹۶۰ که یکی از رایج ترین تولید کننده ی قدرت در هوانوردی بود ، جایگزین شد. در شکل های توربوجت[۳] ، توربوفن[۴] ، توربوپراپ[۵] ، یا موتور توربوشفت[۶] پدیدار شد ؛ توربین گاز یکی از مهم ترین دستاورد های تکنولوژی در هوانوردی می باشد. این مقدمه ی موفقیت آمیز ، باعث پیشرفت سریع در همه ی شاخه های هوانوردی شد.

در ادامه به تاریخچه ای مختصر و مفید در پیشرفت موتور توربین که باعث استفاده از توربین گاز برای پیشرانه ی هواپیما شد ؛ می پردازیم:

۱۵۰۰ _ لئوناردو داوینچی[۷] یک چرخ پره دار را طراحی کرد ، که توسط افزایش هوای گرم باعث چرخش سیخ کباب می شد.

۱۶۲۹ _ یک مهندس ایتالیایی به نام ژئووانی برانکا[۸] یک چرخ توربین طراحی کرد ، که توسط جت بخار به کار می افتاد. این نخستین مدرک شناخته شده ی یک توربین جریان خطی می باشد(ر. ج. فصل ۶).

---

[۱] Reciprocating steam engine

[۲] Gas turbine engine

[۳] Turbojet

[۴] Turbofan

[۵] Turboprop

[۶] Turboshaft engine

[۷] Leonardo da Vinci

[۸] Giovanni Branca

۱۶۸۷_ فیلسوف و ریاضیدان انگلیسی آقای آیزاک نیوتن[۱] سه قانون حرکت را فرمول بندی کرد ، که به صورت بنیادین در پیشرانه ی مدرن جت به کار می رود ، بر این اساس که:

۱. یک جسم در حالت سکون یا حرکت با سرعت ثابت باقی می ماند ؛ مگر این که یک نیروی خارجی بر آن اثر کند.

۲. مجموع نیروهای وارد بر یک جسم برابر است با حاصل ضرب جرم جسم در شتاب تولید شده توسط نیرو ها (نیرو = جرم × شتاب جسم).

۳. برای همه ی نیرو های وارد بر یک جسم ، جسم نیرویی برابر و مخالف در راستای نیروی وارده ، وارد می کند. (کنش و واکنش)

بر اساس قانون سوم یک تلاش برای ساخت استفاده از نیروی واکنش برای به حرکت در آوردن واگن بخار نیوتن انجام گرفته شد. به دلیل اضافه وزن ساختار دیگ بخار این تلاش با شکست مواجه شد.

۱۷۹۱_ مردی انگلیسی به نام جان باربر[۲] امتیاز ثبت اختراع موتور توربین که با گاز کار می کرد را گرفت. این اختراع براساس سیکل ترمودینامیکی توربین گاز مدرن بود. به این معنا که توربین گاز ساکن برای استفاده در صنعت به کار می رفت و نیروی مولد آن شامل یک ژنراتور گازی همراه با کمپرسور ، محفظه احتراق و یک چرخ توربین که ساختار اساسی موتور های امروزی هست را دارا بود. با این وجود موتور باربر هرگز ساخته نشد.

۱۸۲۴_ برای نخستین بار در مطبوعات تخصصی واژه ی توربین به کار گرفته شد. مردی فرانسوی به نام بوردین[۳] چرخابی[۴] را طراحی کرد ، که همانند توربین کار می کرد.

۱۸۸۳_ مهندسی سوئدی به نام پاتریک دی لوال[۵] نخستین توربین بخار قابل استفاده را به راه انداخت. ویژگی شکل دهانه به صورتی بود ، که باعث تولید سرعت سوپر سونیک[۶] در خروجی دهانه می شد (ر. ج. فصل ۷).

---

[۱] Isaac Newton

[۲] John Barber

[۳] Burdin

[۴] Water wheel

[۵] Patrik de Laval

[۶] Supersonic velocity

۱۸۹۷_ در انگلستان برای نخستین بار توربین بخار پارسون بر روی یک کشتی به صورت آزمایشی مورد استفاده قرار گرفت ؛ پس از هفت سال توربین محرکه ی آلمانی لابک[۱] به کار رفت.

۱۸۹۸_ برادارن فرانسوی آرمانگود[۲] نخستین موتور توربین گاز را به راه انداختند. احتراق مخلوط گازی ، شامل هوای فشرده شده و گازوئیل ، توسط گرم شدن سیم ها انجام می شد.

۱۹۰۸_ هنس هلزوارث[۳] آلمانی یک توربین گازی همراه با سوپاپ کنترل کننده ی محفظه ی احتراق و احتراق الکتریکی مخلوط هوا و سوخت را به راه انداخت.

۱۹۱۳_ مهندس فرانسوی به نام لورین[٤] یک رمجت[٥] اختراع کرد و به ثبت رساند. تلاش برای ساخت دستگاه به دلیل نبود مواد مناسب با شکست روبه رو شد.

۱۹۱۸_ در ژنرال الکتریک[٦] ایالت متحده[۷] ، سانفورد موس[۸] یک خروجی توربو شارژر[۹] پیشرفته را برای موتور رفت و برگشتی هواپیما ساخت. این نخستین توربین گازی کاربردی به عنوان سیستم پیشرانه ی هواپیما بود.

۱۹۳۰_ فرنک ویتل[۱۰] از بریتانیای کبیر[۱۱] اختراع خود را به این نام ثبت کرد « گزارش بهبود نیرو محرکه ی هواپیما و دیگر وسایل نقلیه » ؛ که او در مورد یک موتور جت همراه با کمپرسور محوری چند مرحله ای[۱۲] شرح می دهد که توسط یک کمپرسور سانتریفوژ[۱۳] ، محفظه احتراق حلقوی[۱٤] ، توربین محوری تک مرحله

---

[۱] Lubech

[۲] Armangaud brothers

[۳] Hans Holzwarth

[٤] Lorin

[٥] Ramjet: موتور جت بدون کمپرسور و توربین که فقط با کمپرس هوا کار می کند.

[٦] General Electric

[۷] United Sates

[۸] Sanford Moss

[۹] Turbo Charger

[۱۰] Frank Whittle

[۱۱] Great Britain

[۱۲] Multi-stage axial compressor

[۱۳] Centrifugal compressor

[۱٤] Annular combustion chamber

ای[۱] و یک دهانه[۲] می باشد. براساس این اختراع (بریتانیا ۲۰۶ر۳۴۷) برای نخستین بار موتور ویتل با موفقیت در در آپریل ۱۹۳۷ راه انداخته شد. این موتور بر پایه ی سوخت مایع کار می کرد.

۱۹۳۷_ مهندس دانشمند آلمانی به نام پبست وان اوهین[۳] مشغول به کار در شرکت هواپیمایی هینکل[٤]، یک یک موتور توربوجت با تولید نیروی محوری[٥] ۲۵۰ daN (۵۵۰ lb) به راه انداخت. همانند طرح ویتل ، موتور He S-1 اوهین دارای یک کمپرسور سانتریفوژ بود. سوخت موتور ، گاز هیدروژن بوده تا مشکل سوخت را بر طرف کند.

۱۹۳۹_ در موتور اوهین مدل He S-3B از یکی از مشتقات بنزین استفاده شده که نیروی تولید شده را به ۵۰۰ daN (۱۱۰۰ lb) در وزن ۳۶۰ daN (۷۹۵ lb) افزایش می دهد ؛ این نمونه ی هواپیما با جت آزمایشی نخستین پرواز با توربوجت در جهان بوده Heinkel He 178 .

۱۹۴۰_ توربوجت جریان محوری جانکرز جومو ۰۰۴ [٦] در شرکت آلمانی جانکرز موتور[۷] به راه افتاد. آنسلم فرنز[۸] پیشگام در توسعه دادن توربوجت جریان محوری بر خلاف طرح های جریان سانتریفوژ موتور های ویتل و اوهین کار کرد.

۱۹۴۱_ در بریتانیای کبیر هواپیمای جت آزمایشی گلستر[۹] E28/39 که با موتور ویتل W1A که تا نیروی نیروی ۴۰۰daN (۸۵۰lb) در وزن ۲۸۰daN (۶۲۳lb) افزایش یافته بود ، به پرواز در آمد.

۱۹۴۱_ ارتش نیرو هوایی ایالت متحده پروژه ای برای توسعه و تولید نوعی موتور جت ویتل را که براساس طرح موتور کمپرسور جریان سانتریفوژ J33 باشد را به شرکت ژنرال الکتریک ایالت متحده سپرد. به بل[۱۰] اجازه داده شد ، تا هواپیمای آزمایشی XP-59A را طراحی کند.

---

۱ Single-stage axial turbine

۲ Nozzle

۳ Pabst von Ohain

٤ Heinkel aircraft company

٥ Thrust

٦ Junkers Jumo 004

۷ Junkers engine company

۸ Anselm Franz

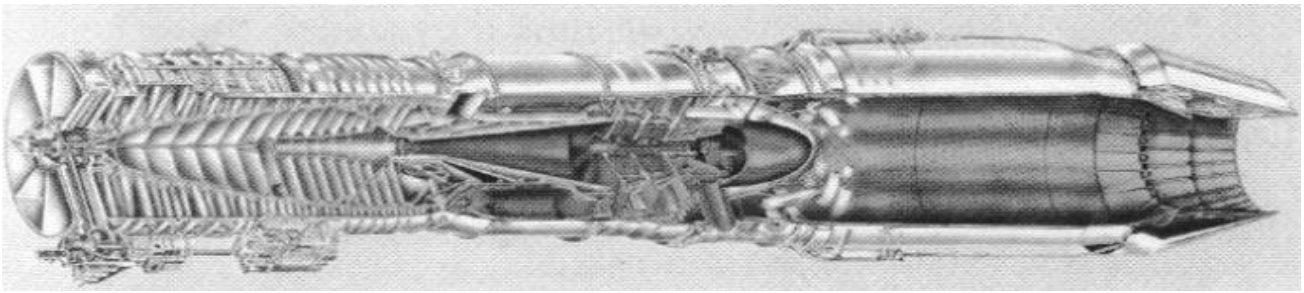
۹ Gloster

۱۰ Bell

۱۹۴۲_ در آلمان نیروی هواپیمای جنگنده ی دو موتوره ی مسرشمیت Me – 262 [۱] توسط موتور jumo jumo 004A تهیه می شد ، که نخستین پرواز آن در جولای[۲] همین سال بود. تا ماه مارچ[۳] ۱۹۴۵ نزدیک ۶۰۰۰ موتور جت Jumo 004A ساخته شد.

۱۹۴۳_ در بریتانیای کبیر توسعه و تولید موتور ویتل بر عهده ی شرکت رولزرویس[٤] قرار گرفت. جنگنده ی Gloster Metero 1 که قدرت خود را توسط دو موتور نوع ویتل رولزرویس به نام ولند[٥] تهیه می کرد ، وارد خدمات RAF در سال ۱۹۴۴ شد.

مبنای موتورهای مدرن نیرو محوری بالا ، همین چند سطر گذشته می باشد.



شکل ۱-۱ توربوجت J79 ژنرال الکتریک

۱.۲ دسته بندی موتور

براساس کارکرد ، موتور های گوناگونی موجود می باشد. برتری در ساخت به ویژگی های طرح مانند تعداد اسپول ها ، قاعده ی تراکم پذیری ، توزیع جریان هوا درون موتور ، استفاده از گاز خروجی است.

به طور اساسی چهار نوع موتور توربینی در هواپیما استفاده می شود:

توربوجت ، توربوفن ، توربوپراپ و توربوشفت.

موتور های توربوجت و توربوفن نیرو های پیش راننده را مستقیماً از نیرو های واکنش تولید شده توسط گاز خروجی تهیه می کنند. موتور های توربوفن ، به طور منحصر بفرد ، براساس میزان دبی جریان هوای اطراف

---

[۱] Messerschmitt Me - 262
[۲] July
[۳] march
[٤] Rolls-Royce
[٥] Welland

گذرگاه فرعی موتور اصلی دسته بندی می شوند ؛ برای نمونه با نسبت بالای کنار گذاری[1] یا نسبت پایین کنار گذاری موتور ها ، تفکیک می شوند.

در توربوپراپ ، انرژی گاز داغ برای ایجاد حرکت اضافی ، جدا از توربین ، برای به حرکت درآوردن یک پروانه که نیروی محور فراهم کرده است ، مورد استفاده قرار می گیرد. زمانی که گاز از دهانه[2] خارج می شود ، بیش تر انرژی گاز را به توربین ها انتقال می دهد ، همراه با باقی ماندن مقدار کمی از انرژی برای تولید نیروی محوری.

در موتور توربوشفت ، تمام انرژی گاز داغ قابل استفاده ، استخراج و به نیروی محور توسط یک توربین اضافه (آزاد) انتقال داده می شود. کاربرد این نوع موتور برای نمونه در هلیکوپتر ها[3] می باشد ، اما به گونه ای مشابه در پیشرانه های کمکی برای تهیه ی نیروی پنوماتیکی و الکتریکی در عمل نشستن هواپیما کاربرد دارد.

۱.۲.۱ موتور های توربوجت

نخستین مدل موتور پیشرانه ی توربو ، توربوجت بود. طراحی ساده ، اما جانیشینی بزرگ در میان پیشرفت فنی ، یک توربوجت از اجزای زیر ساخته شده است (شکل ۲-۱):

- کمپرسور چند مرحله ای
- محفظه ی احتراق
- توربین تک یا چند مرحله ای

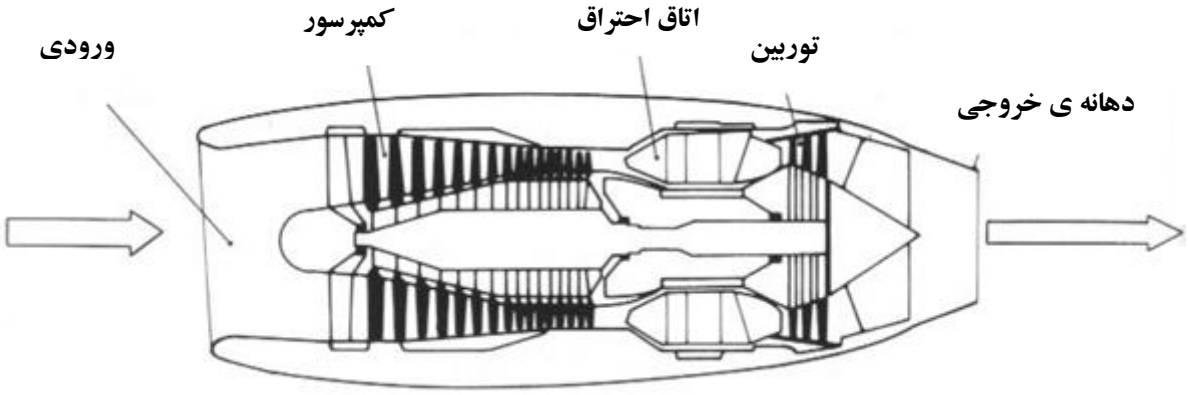
برای این که نقش خود را به خوبی برای تولید نیروی محوری انجام دهد ، یک ورودی هوا و یک سیستم خروجی برای فرایند جریان هوا نیاز می باشد.

هوا نخست وارد بخش ورودی می شود ، که باید به صورت جریان هموار و یکنواخت وارد کمپرسور شود. کمپرسور یک وسیله ی مکانیکی می باشد ، که دارای یک مکنده ی[4] هوای پرسرعت چرخشی است ، که وظیفه ی آن افزایش فشار هوا می باشد. انرژی ناشی از انتقال تنها باعث افزایش فشار نمی شود ، بلکه افزایش دما و دانسیته را هم در بر می گیرد.

---

[1] Bypass
[2] Nozzle
[3] Helicopters
[4] Pump

در زمان خروج از کمپرسور ، هوای فشرده شده ، داخل اتاق احتراق می شود ، مکانی که سوخت تزریق و اشتعال می گردد ، بنابراین انرژی زیادی به جریان هوا اضافه می شود. انتقال انرژی در این بخش توسط یک واکنش شیمیایی انجام می گیرد. فرایند احتراق در فشار ثابت با افزایش دما انجام می شود. در این جاست که جریان هوا به طور قطعی ویژگی های یک گاز مفید را برای عملکرد توربین گازی نتیجه می دهد ، به عبارتی دیگر کار مفید مکانیکی را تولید می کند.



شکل ۲-۱ اجزای موتور توربوجت

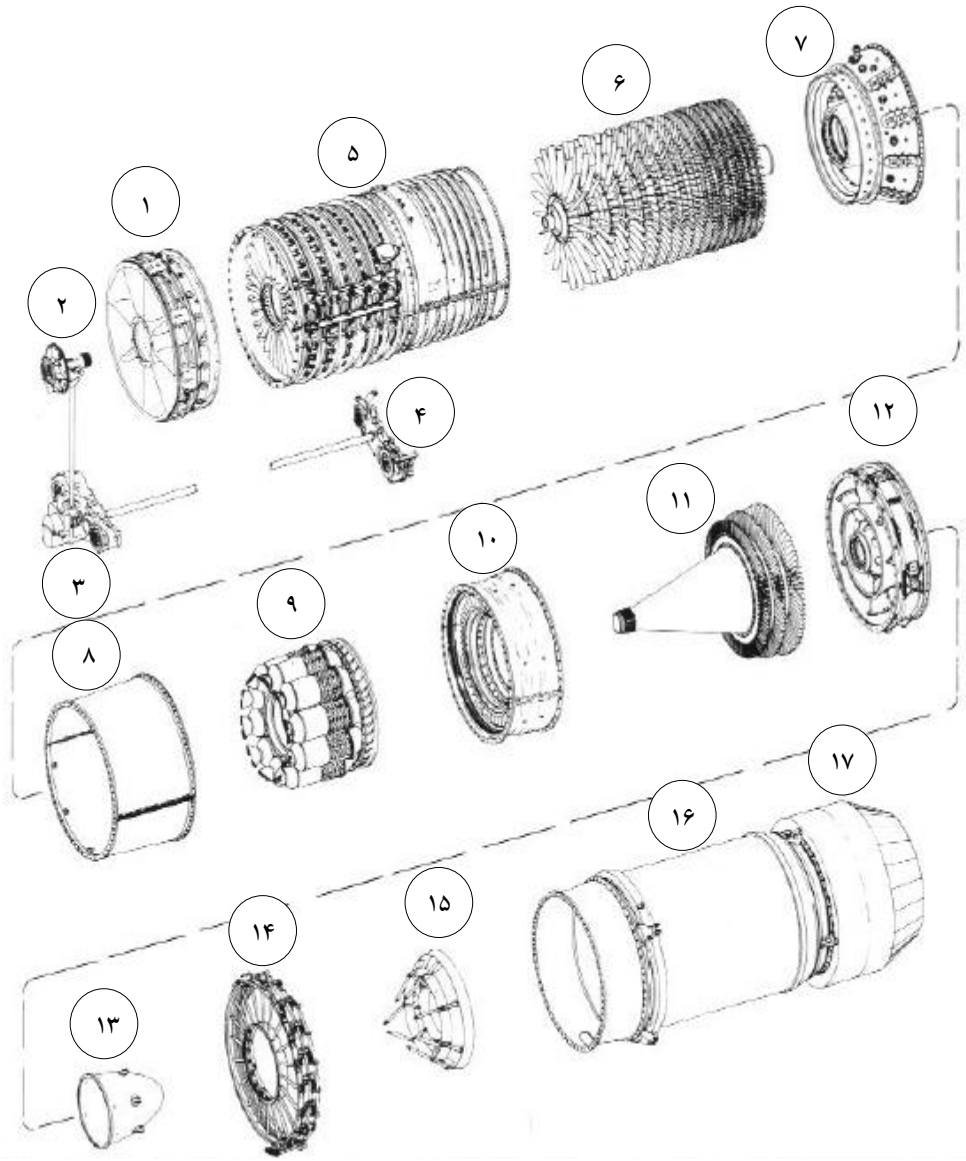
نخستین مکانی که انرژی را از گاز جذب می کند ، توربین گاز می باشد ، به همین دلیل می باشد که این نوع موتور را توربین گازی نام گذاری کرده اند. یک توربین گازی ، مکمل بخش کمپرسور می باشد ، که توسط یک محور توخالی یا اسپول[۱] به سختی وصل شده است. وظیفه ی توربین تبدیل انرژی گاز به کار مکانیکی برای به حرکت درآوردن کمپرسور و همچنین بعضی از متعلقات ضروری برای عملکرد موتور را بر عهده دارد.

مقدار انرژی گاز داغ ، زمانی که گاز از توربین خارج شده است از بین نمی رود. بنابراین سه بخش ترکیب شده ، شامل کمپرسور ، اتاق احتراق و توربین ، جریان هوا را برای یک گاز ، که توانایی انجام کار را داشته باشد ، فراهم می کند. از این رو این دستگاه ها همراه با هم ، صرف نظر از انواع موتور ، ژنراتور گازی[۲] نامیده می شوند.

---

[۱] Spool

[۲] Gas generator



۱ قاب جلوی کمپرسور
۲ چرخدنده ی مخروطی[۱]
۳ جعبه دنده ی انتقال[۲]
۴ جعبه دنده ی کمکی[۳]
۵ بدنه ی کمپرسور
۶ روتور
۷ قاب پشت کمپرسور
۸ بدنه ی اتاق احتراق
۹ مجموعه ی اتاق احتراق[۴]
۱۰ بدنه ی توربین
۱۱ روتور توربین
۱۲ قاب پشت توربین
۱۳ مخروط پشتی[۵]
۱۴ مجموعه ی مانیفولد بازگرمایش سوخت[۶]
۱۵ شعله نگهدار[۷]
۱۶ پس سوز[۸]
۱۷ دهانه ی خروجی[۹]

شکل ۳-۱ اجزای موتور توربوجت J79 ژنرال الکتریک

---

[۱] Bevel gear
[۲] Transfer gearbox
[۳] Accessory gearbox
[۴] Combustion assembly
[۵] Rear cone
[۶] Reheat fuel manifold assembly
[۷] Flame holder
[۸] Afterburner
[۹] Exhaust nozzle

در یک توربوجت ، همانطور که از نامش پیداست ، یک بخش زیاد از گرما و فشار ، انرژی گاز را به انرژی جنبشی[۱] تبدیل می کند. این وظیفه ی دهانه ی خروجی است ، که با خصوصیات لوله ای شکل خود ، انرژی حاصل از گرما و فشار را به سرعت تبدیل کند. سرعت بالای خروجی پیش نیاز تولید نیروی محوری می باشد.

ممکن است که سرعت خروجی به سادگی توسط پس سوز یا تقویت کننده ی نیروی محوری[۲] افزایش یابد یابد ، اما شیوه ی خروجی سوخت ، گرمای بیش تری به جریان زیرین توربین اضافه می کند. یکی از توربوجت ها ی معروف این نوع موتور ، ژنرال الکتریک J79 می باشد ، که بر روی هواپیمای جنگی فانتوم[۳] و استارفایتر[٤] استارفایتر[٤] نصب شده است. اگر چه تاریخ تکنولوژی این هواپیما به دهه ی پنجاه و شصت می رسد ، اما هنوز توسط بعضی از نیرو های هوایی به پرواز در می آیند. طرح موتور J79 به خوبی از طراحی اساسی موتور های پیشرانه ی توربو آن را نشان می دهد ، و قادر است به راحتی تکنولوژی موتور جت مدرن را در فصل های آینده شرح دهد (شکل ۳-۱).

۱.۲.۲ موتور های توربوپراپ

عنصر مرکزی موتور توربین ، ژنراتور گاز است ، که به طور نمونه شامل کمپرسور ، اتاق احتراق و بخش های توربین می باشد. با اضافه کردن یک ورودی و یک دهانه ، نتیجه یک توربوجت می شود.

اگر بخش توربین یک ژنراتور گازی به طوری طراحی شده باشد ، که انرژی بیش تری را از گاز داغ جدا کند ، که بیش تر از نیاز برای به حرکت درآوردن کمپرسور و دیگر وسایل باشد ، توان اضافه ی شفت ممکن است ، برای به راه انداختن یک پروانه استفاده شود (شکل ۵-۱). طراحی اساسی یک توربوپراپ شبیه به یک توربوجت جنگی است با این تفاوت که:

- توربینی اضافه که پروانه را می چرخاند
- دو اسپول در چرخش دستگاه ترتیب یافته اند ، و ،
- یک جعبه دنده ی کاهنده ، سرعت چرخش بالای توربین را به سرعتی مناسب برای پروانه تبدیل می کند.

با در نظر گرفتن این که طراحی یک توربوجت برای تسریع بخشیدن به یک نسبت دبی جریان هوای پایین به یک سرعت خروجی بالا می باشد ، یک توربوپراپ به طور عکس طراحی می شود ، برای تسریع بخشیدن

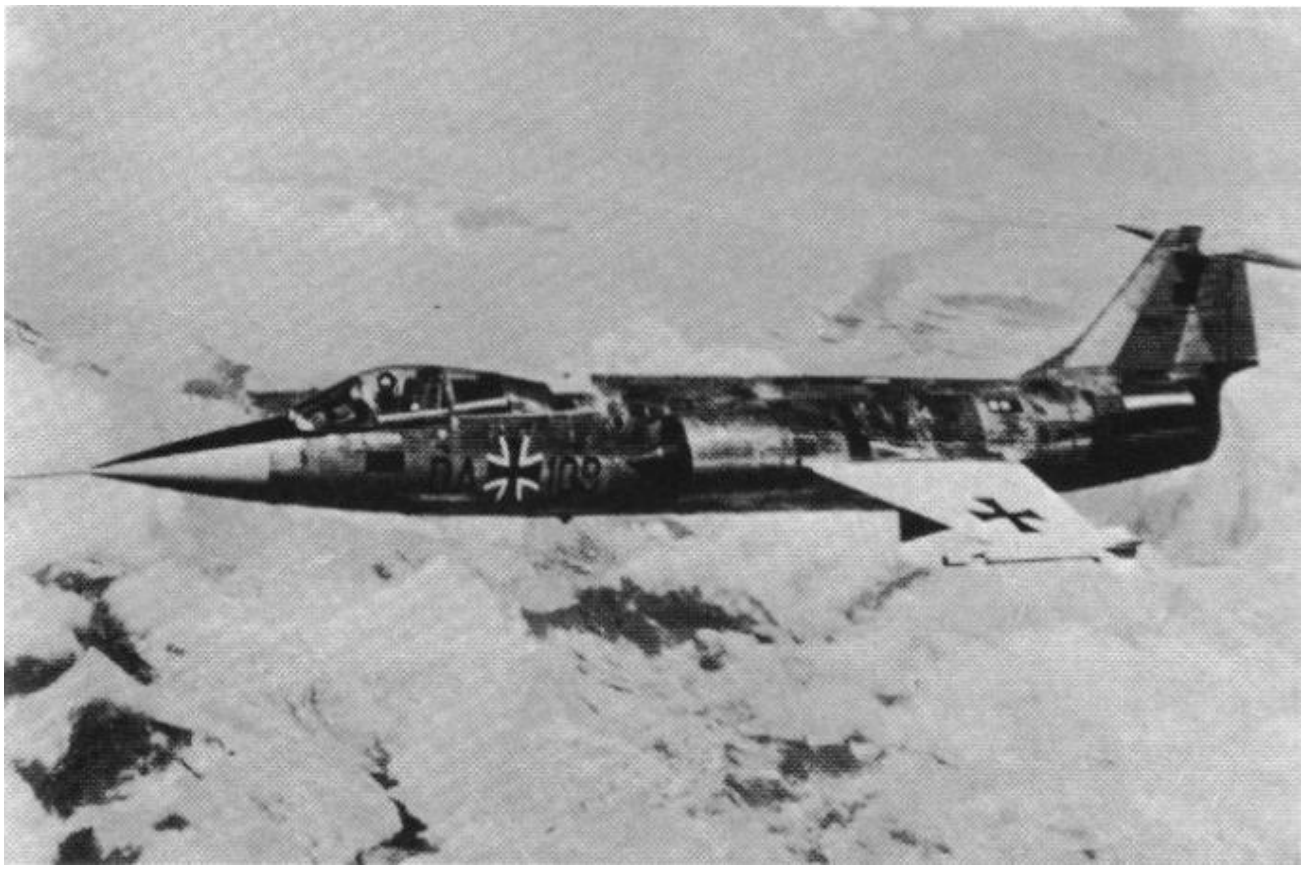
---

[۱] Kinetic energy

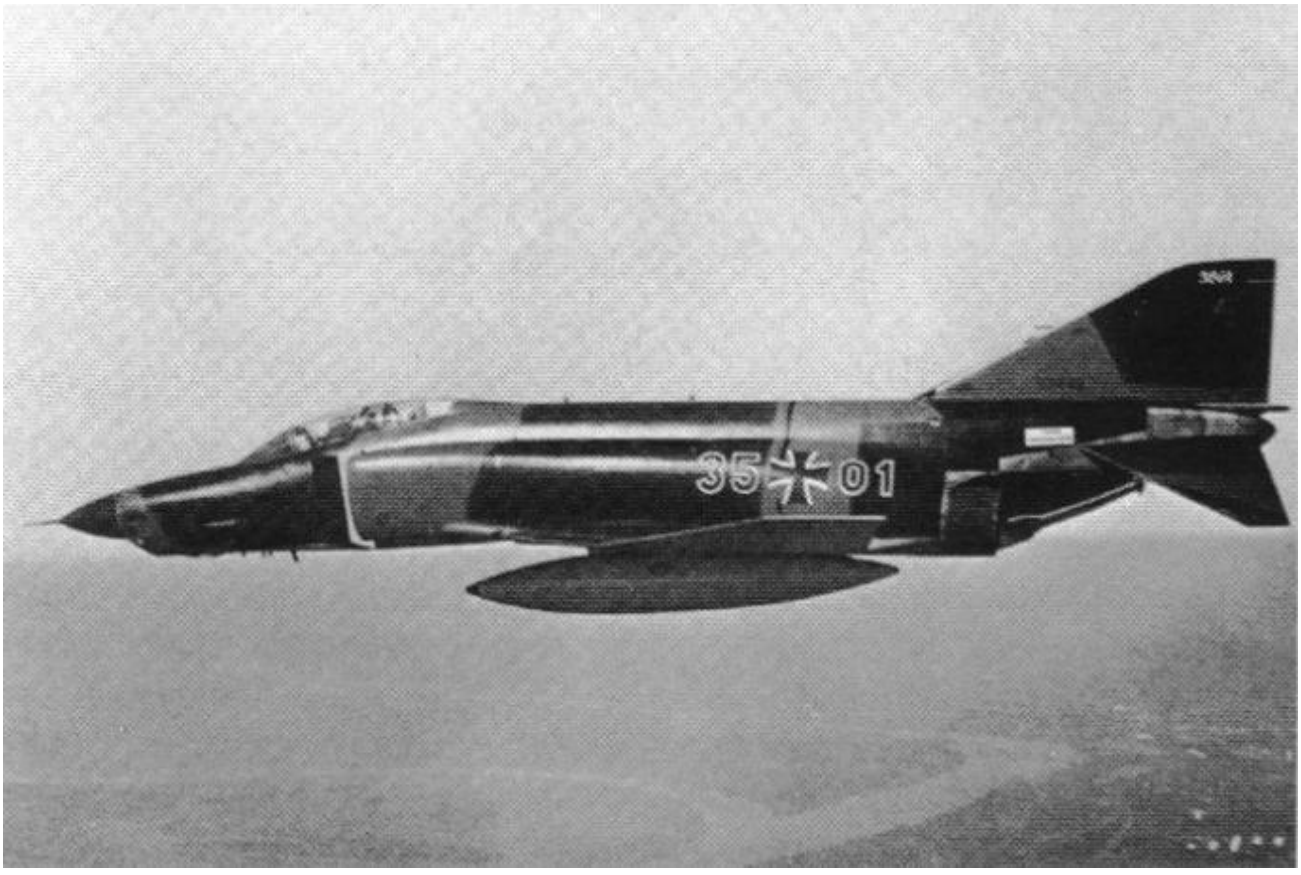
[۲] Thrust augmentation

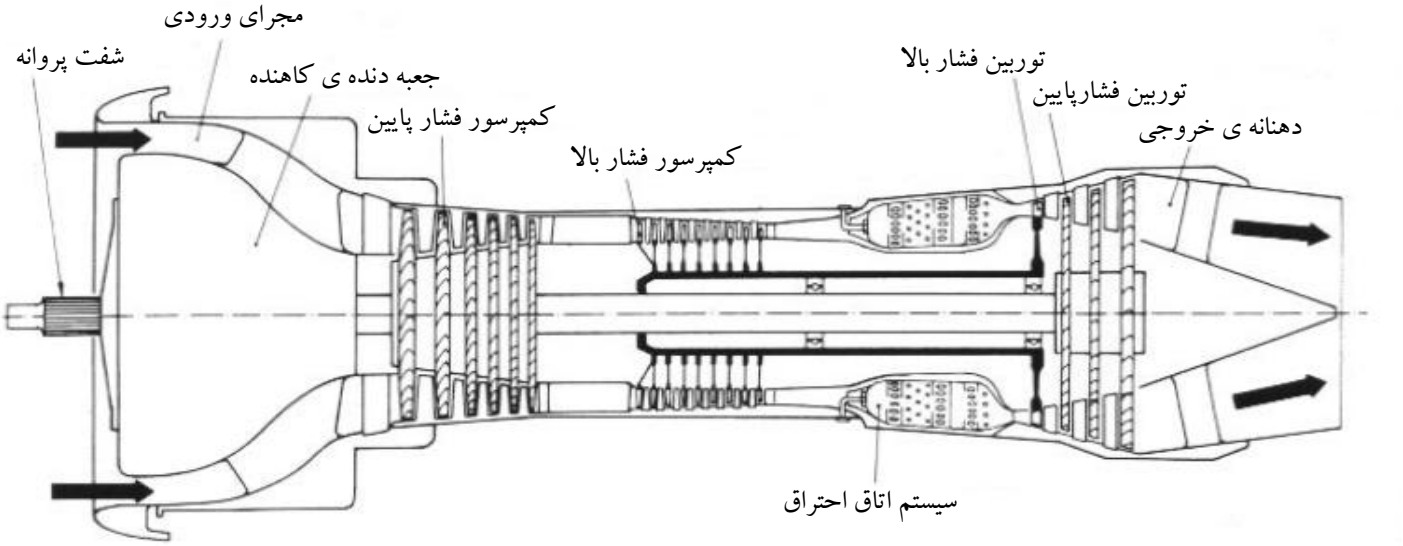
[۳] Phantom

[٤] Starfighter

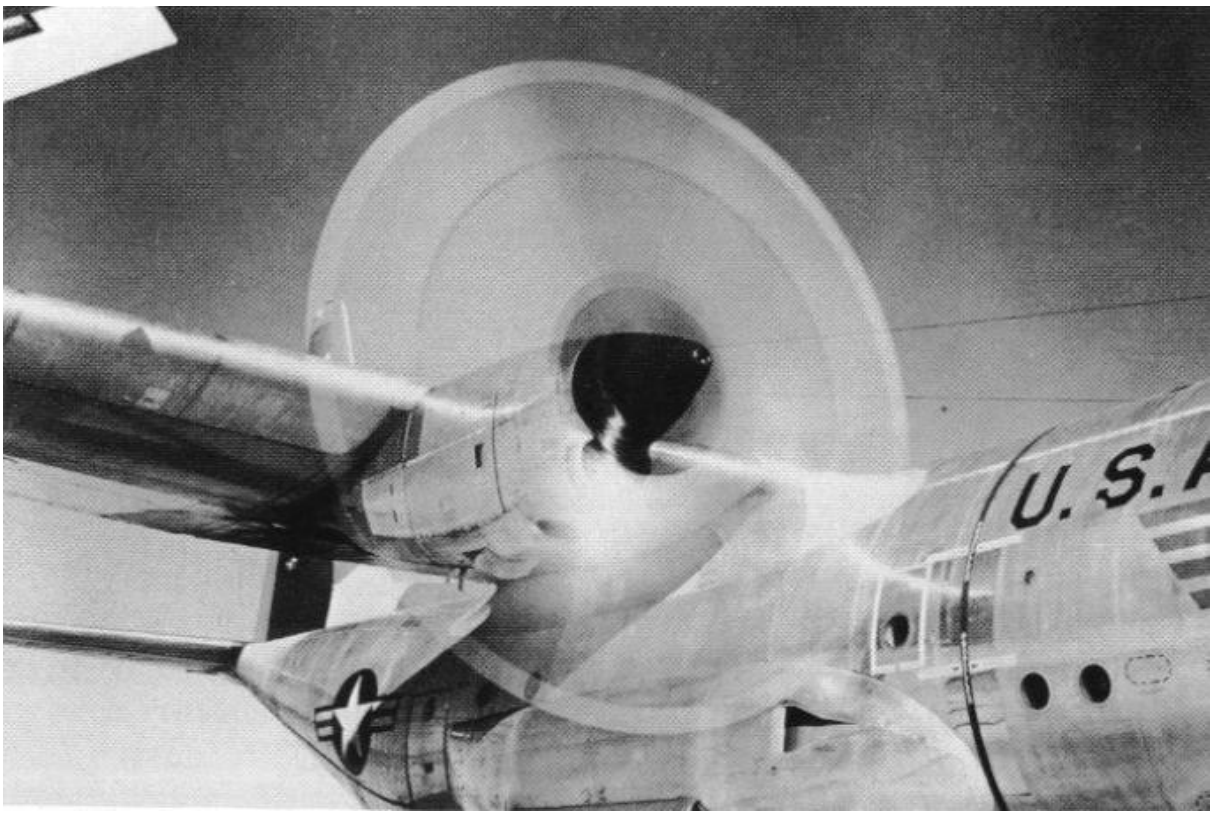


شکل ۴-۱ F-104 و F-4 هواپیمای جنگنده ی دهه ی شصت ، ساخته شده توسط موتور توربوجت J79 ژنرال الکتریک





شکل ۵-۱ شماتیک موتور توربوپراپ

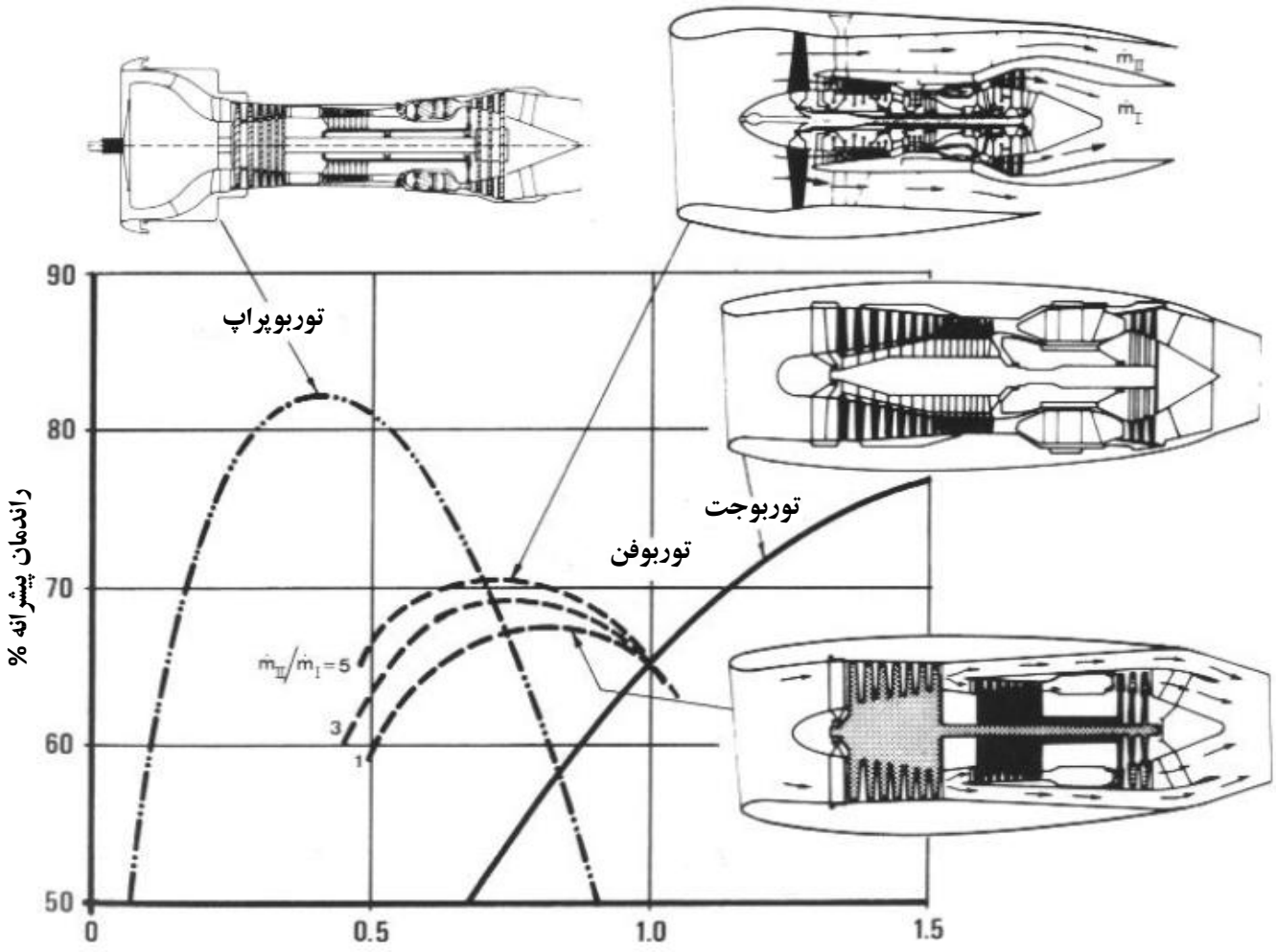


شکل ۶-۱ هواپیمای بارکش ارتش Lockheed Hercules ساخته شده توسط ژنرال موتورز – چهار توربوپراپ T56-A-7 هر یک دارای ۴۱۰۰ اسب بخار

یک دبی جریان بالا به سرعت پایین. این نتایج در بهتر نبودن سوخت مناسب بدست می آید ، اگر چه در هزینه سرعت پرواز و کابین انتشار می یابد.

۱.۲.۳ موتور های توربوفن

پرواز با سرعت نزدیک ۰.۸ ماخ (یا ۱۰۰۰ کیلومتر بر ساعت در ارتفاع ۱۱ کیلومتری ، ۵۰۰ kt در ft ۴۰۰۰۰) در موتور های توربوجت و توربوپراپ مانند یکدیگر راندمان پیشرانه ی پایینی دارند ، پرواز در این سرعت برای توبوپراپ بسیار بالاست اما برای توربوجت پایین می باشد. این فاصله را موتور های توربوفن پر می کنند ، به این صورت که راندمان خوبی را در سرعت های بالای ساب سونیک از خود نشان می دهند ، که برای هواپیمای تجاری مهم است ، اما همچنین برای هواپیمای جنگی نیز راندمان سوخت و مسافت طی شده نیز تاسرعت های زیر سرعت صوت نیز مهم می باشد (شکل ۷-۱).



شکل ۷-۱ ویژگی های راندمان پیشرانه موتور های توربو پراپ ، توربوفن و توربوجت.

توربوفن یکی از رایج ترین موتور توربین گازی می باشد ، که برای پیشرانه ی هواپیما پدیدار شده است. همانند توربوپراپ ، بخش توربین به گونه ای طراحی شده که انرژی بیش تری را نسبت به نیازش برای به حرکت در آوردن کمپرسور ، از گاز داغ می گیرد. قدرت اضافه ی شافت برای به حرکت در آوردن یک فن استفاده می شود ، یک کمپرسور فشار پایین با قطر بزرگ تر در نزدیک کمپرسور اصلی قرار گرفته است. قسمتی که هوا وارد ورودی موتور می شود ، پس از عملیات بخش فن ، وارد گذرگاه فرعی یا هسته ی موتور می شود و در یک دهانه ی جدا کننده نیروی محوری را خنک می سازد[1] ؛ در بعضی از مدل ها جریان سرد را با گاز داغ خروجی از هسته ی موتور ، برای افزایش راندمان پیشرانه ترکیب می کنند (همانند موتور V.2500) (شکل ۸-۱).

میزان هوایی که از گذرگاه فرعی می گذرد با هوایی که از میان هسته ی موتور گذشته دارای رابطه ای می باشد ، که به نام نسبت کنارگذاری[2] از آن نام برده می شود. یک تفاوت بین ساخت موتور ها با نسبت کنار گذاری بالا و پایین وجود دارد ، که اولی برای سرعت های ساب سونیک بالا ارتشی و هواپیما های ترابری تجاری ، و دومی برای هواپیما های جنگی با سرعت سوپر سونیک کاربرد دارد.

۱.۲.۳.۱ موتور های توربوفن با نسبت کنارگذاری پایین

یکی از شرایط مهم امروزه ، انرژی نهفته در سوخت است. با استفاده از گذرگاه فرعی موتور های مدرن سوخت کم تری نسبت به موتور های گذشته مصرف می کنند ؛ تولید نیرو در هر دو یکسان می باشد ، با این تفاوت که در موتور های قدیم این تکنولوژی به کار نرفته است.

نسبت کنارگذاری ۰.۲:۱ تا ۱:۱ از ویژگی های نسبت کنارگذاری پایین می باشد. به این معنا که میزان جریان هوای عبوری از اطراف هسته ی موتور نزدیک ۲۰ تا ۱۰۰ درصد است ، که از میان هسته می گذرد ، یا اگر تمام جرم هوای فرو برده شده بازگردد ، ۵ تا ۵۰ درصد جریان هوای ورودی از اطراف گذرگاه فرعی هسته عبور می کند.

نسبت کنارگذاری ۱در توربوفن مسافربری دهه ی شصت مورد استفاده قرار می گرفت ؛ مانند بوئینگ ۷۲۷[3] که دارای سه توربوفن Pratt & Whitney JT8D با نسبت کنار گذاری یک بود. سرعت های خروجی نسبتاً بالا این موتور ها باعث تولید سر و صدایی می شد ، که امروزه برای کاربرد های غیر نظامی تحمل ناپذیر است ، بنابراین نسبت کنارگذاری پایین توربوفن مانع استفاده در هواپیما های مسافربری شد. با این وجود ، این

---

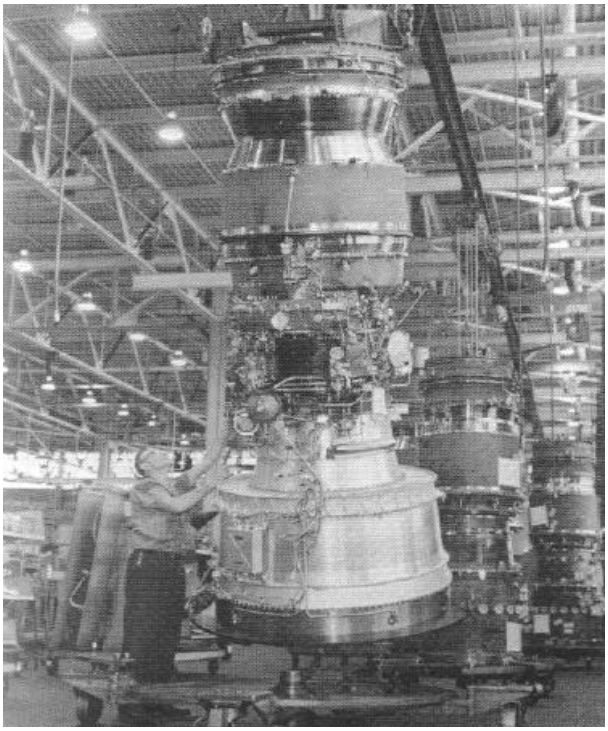
[1] Cold thrust : آزمایشی برای تعیین حداقل دمای لازم برای عبور آزادانه سیال

[2] Bypass-ratio

[3] Boeing 727

مدل از موتور ها به صورت انبوه در هواپیما های جنگی مدرن استفاده شد ، و به سبب اقتصادی بودن سوخت در سرعت های بالای ساب سونیک و پایین بودن نسبت کنارگذاری توربوفن ، افزایش برد عملیاتی هواپیما[1] را فراهم می کند.

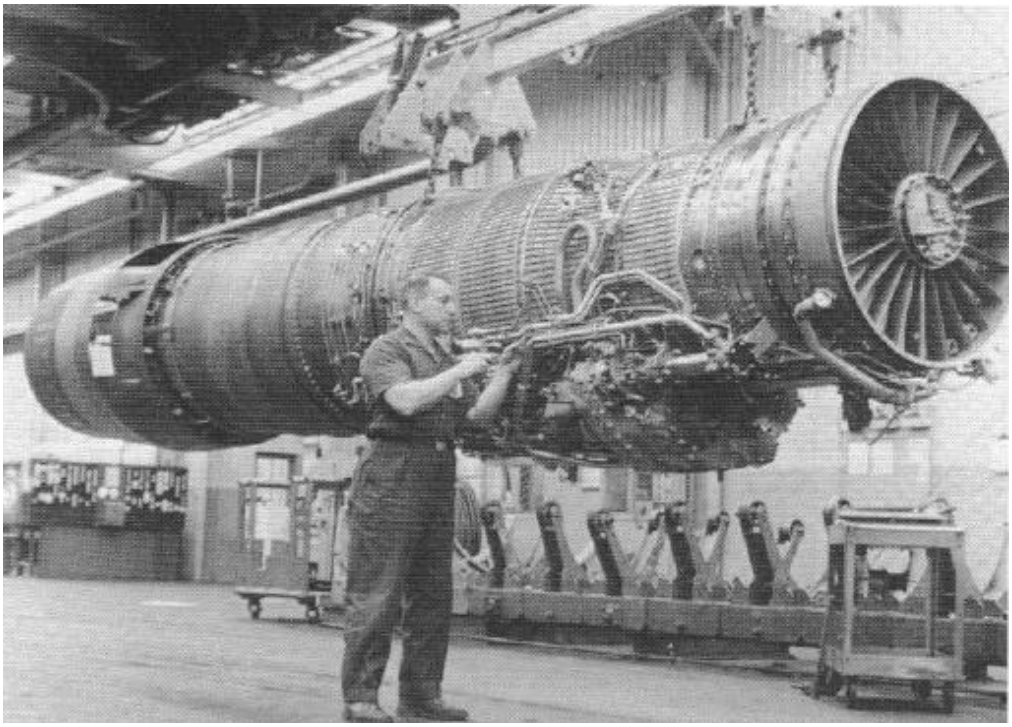
شکل ۹-۱ lockheed C-141 قدرت خود را از چهار توربوفن Pratt & Whitney TF33-P-7A می گیرد.



شکل ۱۰-۱ توربوفن Pratt & Whitney TF33-P-7A (با نیروی ۹۵۰۰daN ، با کمپرسور ۱۶ مرحله ای ، توربن ۴ مرحله ای ، نسبت فشار کمپرسور ۱۴:۱)

[1] Radius-of-action

شکل ۱۱-۱ هواپیمای جنگی General Dynamics F-111 که نیروی خود را از دو توربوفن Pratt & Whitney Tf30-P-7 فراهم می کند.



شکل ۱۲-۱ توربوفن Pratt & Whitney TF30-P-7 (نیروی ۹۲۰۰daN، کمپرسور ۱۶ مرحله ای ، توربین ۴ مرحله ای ، نسبت فشار کمپرسور ۱۷.۵:۱)

۱.۲.۳.۲ توربوفن های نسبت کنارگذاری بالا

صرفه ی اقتصادی هواپیما های حمل ونقلی ، با ورود نسبت کنارگذاری بالا در توربوفن ، پیشرفت به سزایی داشت. نخستین هواپیمای نظامی که معرفی شد ، Lockheed C5-A بود ، که این تکنولوژی به سرعت برای موارد غیر نظامی پذیرفته شد.

موتور هایی با نسبت کنارگذاری ۵:۱ و بیش تر در گروه موتور هایی با نسبت کنارگذاری بالا ، قرار گرفتند. این موتور ها برای نخستین بار ، در موارد غیر نظامی ، در اواخر دهه ی شصت با گنجایش بالا به کار رفتند ، مانند بوئینگ ۷۴۷[۱] ، Lockheed L-1011 TriStar و McDonnell Douglas DC-10.

یکی از ویژگی های این نوع موتور ، داشتن فن تک مرحله ای بزرگ است ،که جریان بالایی اصلی یا هسته ی موتور را به صورت مستقیم می گرداند (شکل ۱۳-۱). اصولاً هسته ی موتور ، مانند یک ژنراتور گازی عمل می کند ، در صورتی که انرژی زیاد جریان یک گاز ، برای چرخاندن فن توربین ، به طور اضافی برای هسته ی موتور توربین ، فراهم می کند. مزیت زیادی که توربوفن با نسبت کنارگذاری بالا دارد ، قدرت پیشرانه ی بالای آن می باشد ، به ویژه در هنگام به پرواز در آمدن هواپیما ، که تا درجه زیادی این نتیجه از شتاب گیری حجم زیادی از هوای عبوری از هسته می باشد ، در حالی که نیروی گرفته شده از هسته ی موتور تنها ۱۵٪ از تمام نیرویی است ، که موتور تولید می کند. به علاوه ، توربوفن با نسبت کنارگذاری بالا ، مصرف سوخت را نسبت به موتور ضعیف BPR یا حتی در سرعت پرواز یکسان با جت ، اقتصادی تر است ، اما با این وجود همانند توربوپراپ صرفه ی اقتصادی ندارد. همچنین صدای خروجی از توربوفن BPR[۲] ، به دلیل سرعت پایین خروجی پیشرانه ی جت ، نسبتاً کم می باشد.

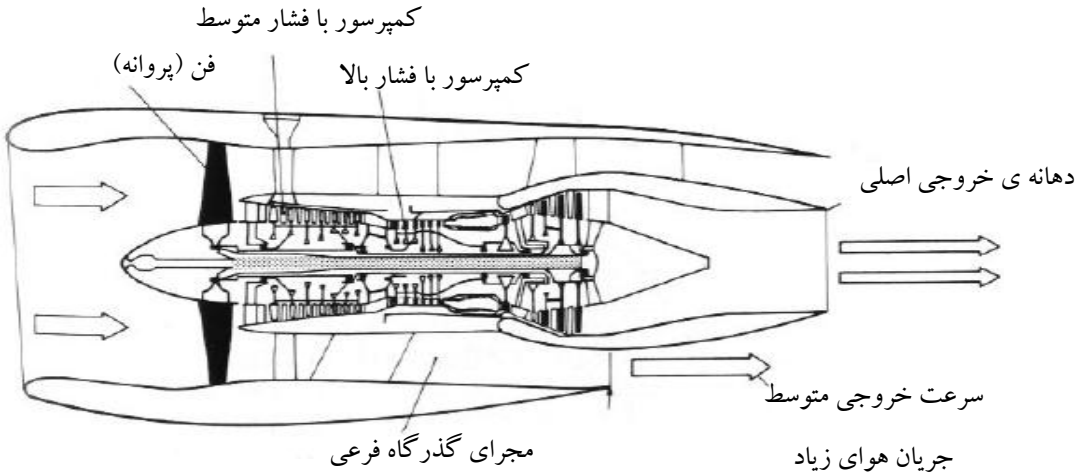
نسبت کنارگذاری بالای موتور ها ، در اوایل دهه ی شصت در ایالات متحده از برنامه های پژوهشی ارزیابی در توسعه ی پیشرفت تکنولوژی ژنراتور گازی و نسبت کنارگذاری بالای فن شروع شد. در سال ۱۹۶۱ دو شرکت بزرگ موتور های هواپیمایی ایالات متحده ، General Electric و Pratt & Whitney شروع به توسعه ی پیشرفت هسته ی موتور ها کردند. Pratt & Whitney با یک ژنراتور گازی سبک وزن و General Electric با ساختمان بلوکه ی GE1 ، زمینه ای برای یک خانواده ی کامل با پیشرانه های تازه فراهم کردند. همچنین P&W آغاز به طراحی «موتور تکنولوژی پیشرفته[۳]» که در سال ۱۹۶۴ انجام آزمایش ، توربوفن آزمایشی STF200 را بر عهده داشت ، انجام داد ؛ که ۱۴۰kN/۳۱۰۰۰lb نیروی محوری از یک موتور با نسبت کنارگذاری ۲:۱ تحویل می گیرفت (در مقایسه با موتور های امروزی که بالای ۷۶۰۰۰lb _

---

[۱] Boeing 747

[۲] High BPR turbofan

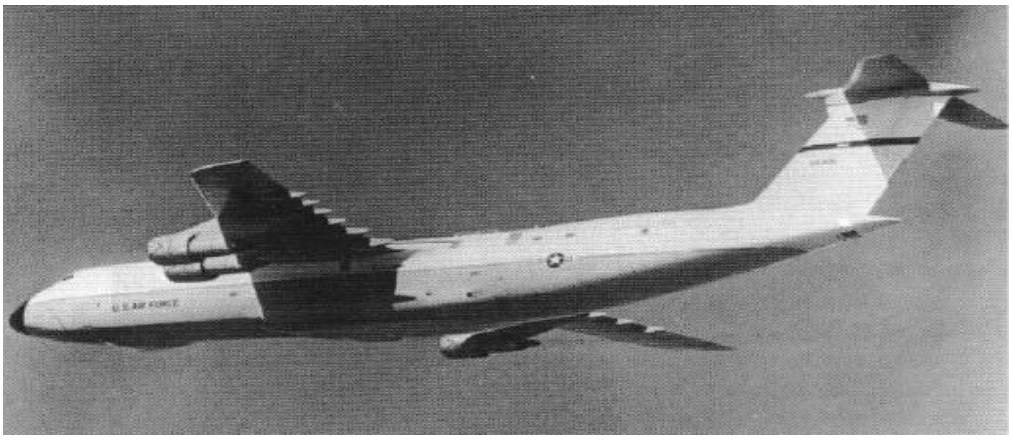
[۳] Advanced Technology Engine (ATE)



شکل ۱۳-۱ شماتیک توربوفن با نسبت کنارگذاری بالا رولزرویس RB.211

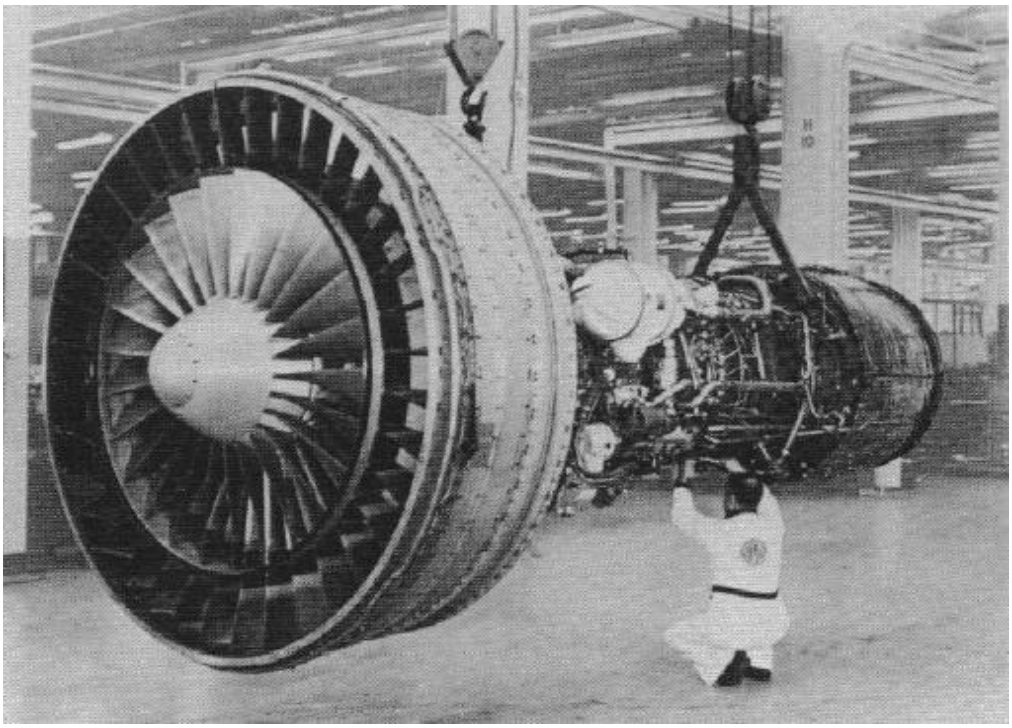
۳۴۰kN/) تحویل می گیرند). شرکت های دیگر ایالات متحده ، با دانشجویان مهندسی که توسط نیروی هوایی ایالات متحده حمایت می شدند ، تا مورد هدایت Lycoming برای آزمایش یک فن موتور با نسبت کنارگذاری ۶:۱ همکاری داشتند. پیوند میان این پیشرفت های مختلف ، نیاز USAF[1] برای تهیه ی قدرت هواپیمای حمل و نقلی غول پیکر C-5A Galaxy بود. اندازه ی قید شده ی خصوصیات پیشرانه ی نیروی محوری بالا در برخاستن و مصرف سوخت ویژه ی پایین ، در طول پرواز ، استفاده از یک نسبت کنار گذاری بالا و یک دمای ورودی توربین بالا را مقدر می سازد.

توسط USAF مسابقه ای برای افزایش نسبت کنارگذاری هواپیمای C-5A ، برای دو شرکت GE و P&W ، بر اساس طراحی خودشان برگزار شد. بر این اساس شرکت P&W با پیشرانه ی نیروی محوری



شکل ۱۴-۱ Lockheed C-5A هواپیمای حمل و نقلی ارتشی که نیروی خود را از چهار توربوفن با نسبت کنار گذاری بالای TF39 شرکت General Electric می گیرد.

[1] United States Air Force

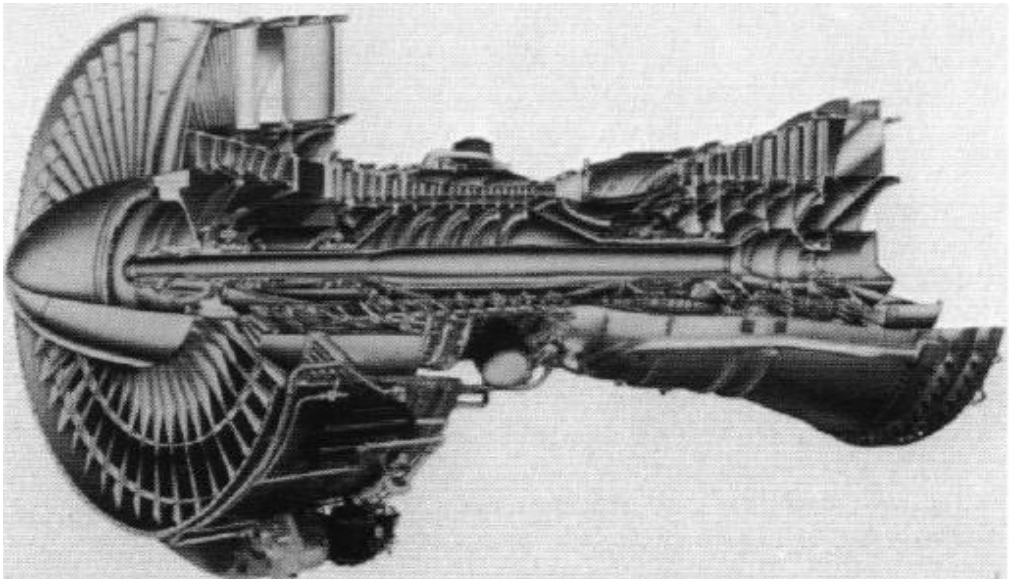


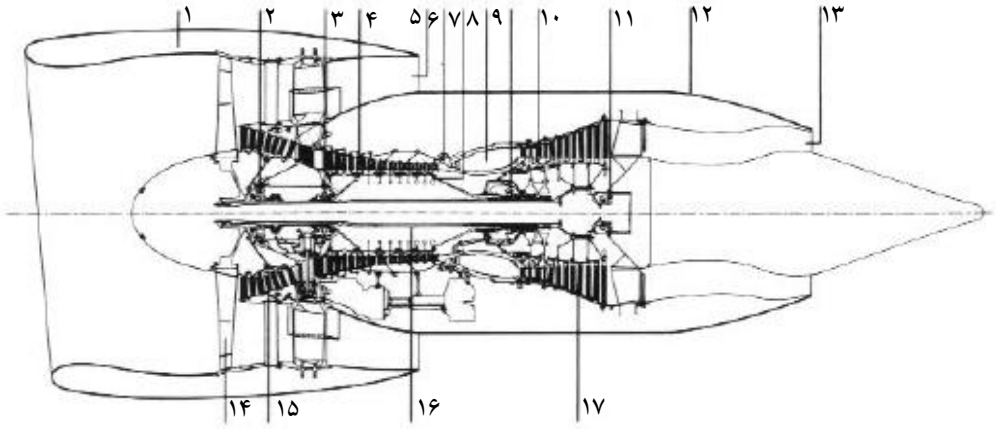
شکل ۱۵–۱ توربوفن General Electric TF39 با نسبت کنارگذاری بالا (پیشرانه ی ۱۸۶۰۰daN ، نسبت کنارگذاری ۸:۱ ، نسبت فشارکمپرسور ۲۵.۷:۱)

۱۸۰kN(۴۰۰۰۰lb) و نسبت کنار گذاری ۳.۴:۱ JTF14E که از STF200 گرفته شده ، وارد شد ؛ و شرکت GE از موتور GE1/6 با مقیاس ۲/۳ با نسبت کنارگذاری ۸:۱ ، ویژگی فن یک و یک و نیم مرحله ای ، استفاده کرد. در نتیجه ، در آگوست ۱۹۶۵ ، شرکت GE قرار دادی برای بزرگ ترین موتور ارتشی ایالات متحده بست ، که ارزش آن ۴۵۹ میلیون دلار بود ؛ برای توسعه دادن و تهیه کردن نیروی ۱۸۳kN (۴۱۰۰۰lb) و نسبت کنار گذاری ۸:۱ موتور TF39برای C-5A.

شرکت Pratt & Whitney پس از شکست در رقابت C5 ، به توسعه ی JTF14E در یک شرکت سرمایه گذار برنامه ی آزمایشی ، که در زمینه ی فنی برای یک توربوفن غیرنظامی جدید بزرگ ، موتور JT9D ، با پیشرانه ی ۱۸۳kN (۴۱۰۰۰lb) و نسبت کنارگذری ۵:۱ ادامه داد (شکل ۱۶–۱).گفتگو ها در باره ی امکان موارد کاربردی اقتصادی ساخت بوئینگ و McDonnell Douglas ، همچنین از دست دادن مسابقه ی رقابت در C-5A بود. در حقیقت JT9D برای پیشرانه ی بوئینگ ۷۴۷ با قرار گرفتن سفارش تاریخی آن در آپریل ۱۹۶۶ در Pan American [1] انتخاب شد. اگر چه شرکت GE قصد

[1] تمام قاره ی آمریکا





۱ محفظه ی فن
۲ چرخدنده ی شماره ی ۱
۳ چرخدنده ی شماره ی ۲
۴ کمپرسور فشار بالا ، ۱۱ مرحله ای
۵ فن دهانه ی خروجی
۶ ۲۰ عدد نازل انژکتوری سوخت
۷ روتور Hp[۱] (N_2) ، بیشینه ۷۵۸۰ دور بر دقیقه
۸ اتاق احتراق حلقوی
۹ چرخدنده ی شماره ی ۳
۱۰ توربین فشار بالای دو مرحله ای
۱۱ چرخدنده ی شماره ی ۴
۱۲ محفظه ی هسته ی موتور
۱۳ دهانه ی خروجی هسته
۱۴ روتور فن
۱۵ کمپرسور فشار پایین ۳ مرحله ای
۱۶ روتور Lp[۲]، بیشینه ۳۳۵۰ دور بر دقیقه
۱۷ توربین فشار پایین ۴ مرحله ای

شکل ۱۶-۱ توربوفن Pratt & Whitney Jt9D-7 با نسبت کنارگذاری بالا ، نخستین توان قدرتی بوئینگ ۷۴۷(پیشرانه ی ۲۰۶۰۰daN ، نسبت کنارگذاری ۵:۱ ، نسبت فشار کمپرسور ۲۴:۱ ، دبی جریان ۶۸۰kg/s)

[۱] Hp rotor
[۲] Lp rotor

داشت با CTF39 (یک مدل غیر نظامی TF39 برای C-5A) وارد بازار فن بزرگ غیر نظامی شود ، این TF39 دارای نسبت کنارگذاری ۸:۱ بوده ، که برای حمل و نقل صرفه ی اقتصادی نداشت.

در اروپا ، شرکت رولزرویس ، یک فروشنده ی منحصر بفرد توربوفن هایی با نسبت کنارگذاری بالا پدیدار شده بود. در سال ۱۹۶۱ شرکت بریتانیایی به مطالعه ی طراحی برای یک توربوفن غیر نظامی جدید دو محوره ی بزرگ ، مدل RB178 ، با پشتوانه ی مالی که از شرکت هواپیمایی Ministry[1] داشت ، آغاز کرد. موتوری با نسبت کنارگذاری ۲.۳:۱ ، که در ماه جولای ۱۹۶۶ به راه افتاد ، که پیشرانه ی آن ۱۲۵kN (۲۸۰۰۰lb) نیروی محوری تحویل می گیرد ؛ اما تنها برای ۵ ساعت مورد آزمایش قرار گرفت. چنان که بخش رقابت فنی شرکت رولزرویس تصمیم گرفت ، موتور سه محوره ای با توان قدرت بالا تر و نسبت کنارگذاری مورد نیاز می باشد.

در زمینه ی توسعه ی دو گونه ای که آشکار شد: مدل RB207 با نسبت کنارگذاری ۵:۱ و پیشرانه ی ۲۱۱kN (۴۷۵۰۰lb) نیروی محوری ، برای ایرباس اروپایی[2] ، به خوبی پروژه های موتور دو قلو ی Douglas and Lockheed بود ، و مدل RB211 با نسبت کنارگذاری ۵:۱ ، و پیشرانه ی۱۴۷kN (۳۳۰۰۰lb) نیروی محوری ، برای پروژه های سه جت آمریکایی که بعد ها به صورت مدل های مسافری DC-10 و L-1011 معرفی شد. در ابتدا مطالعه ی ایالات متحده بر روی موتور های دو جت[3] کامل نشده بود.

برای پروژه های ایرباس هر دو شرکت GE و P&W آماده شدند ، تا موتوری مناسب براساس طرحشان بسازند ، که شرکت P&W یک مدل کوچک که از مدل JT9D و JT18D با نسبت کنارگذاری ۵:۱ و پیشرانه ی ۱۵۶kN (۳۵۰۰۰lb) نیروی محوری بر گرفته بود ، معرفی کرد ، و شرکت GE مدل CF6/34 با نسبت کنارگذاری ۶:۱ و پیشرانه ی ۱۵۱kN (۳۵۰۰۰lb) نیروی محوری ، که از مدل TF39 برگرفته بود ، که هسته ی موتور آن حفظ شده بود ، اما با یک فن کوچک تر و یک توربین فشار پایین اصلاح شده برای به راه انداختن فن را معرفی کرد.

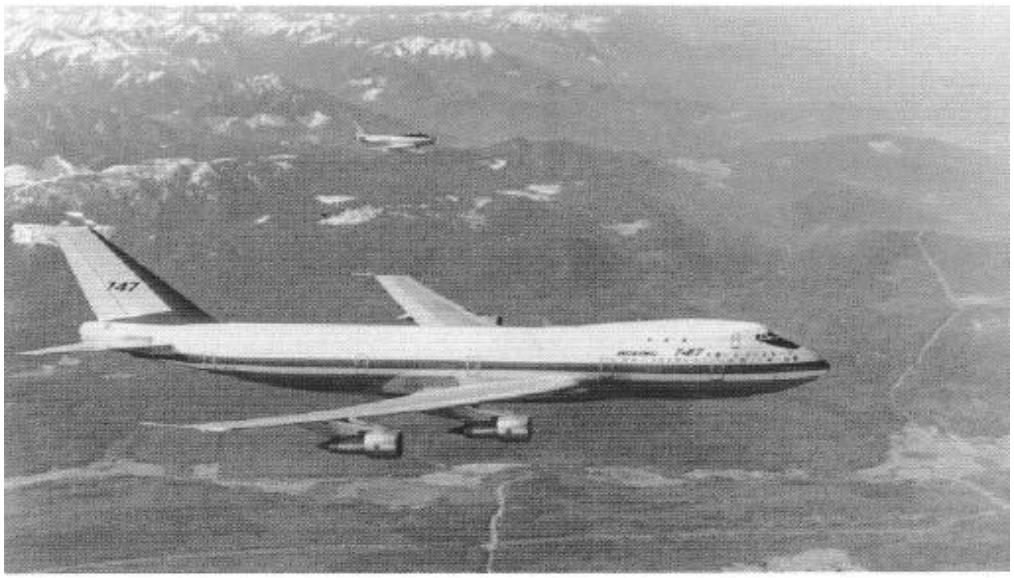
در نتیجه ی پیشرفت های گوناگون ، این General Electric بود ، که در آپریل ۱۹۶۸ انتخاب شد ، تا توان DC-10 سه جت را به همراه CF6-6 با پیشرانه ی ۱۷۸kN (۴۰۰۰۰lb) را بر عهده بگیرد ؛ و شرکت رولزرویس در مارچ ۱۹۶۸ توان مدل L-1011 TriStar همراه با مدل RB211-22 با تولید پیشرانه ی ۱۸۷kN (۴۲۰۰۰lb). دولت بریتانیا در ابتدا از پروژه ی ایرباس A300 کناره گیری کرد ؛ و شرکت P&W نیز از پیشنهاد مدل JT18D کناره گرفت.

---

[1] Ministry of Aviation

[2] European Airbus

[3] Twinjet



شکل ۱-۱۷ بوئینگ ۷۴۷ که قدرت خود را از چهار توربوفن با نسبت کنار گذاری بالا Pratt & Whitney JT9D-7 فراهم می شود

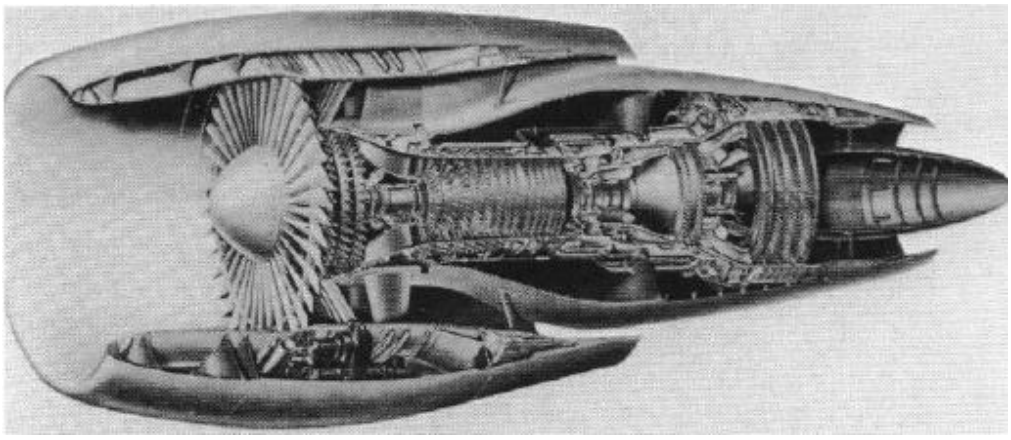
شکل ۱-۱۸ Lockheed TriStar با سه توربوفن RB211 با نسبت کنارگذاری بالا ساخت شرکت رولزرویس

تصمیم شرکت GE در سال ۱۹۶۹ برای ادامه دادن با مدل CF6-50 خود ، که پیشرانه ی آن میان ۲۱۸kN (۴۹۰۰۰lb) و ۲۴۰kN (۵۴۰۰۰lb) نیروی محوری گرفته شده بود ، که نه تنها همکاری و کمک به توانایی در فروش مدل DC-10 کرد ، بلکه همچنان اجازه ی به دست آوردن B-747 و وسیله ای برای وارد شدن به بازار ایرباس اروپایی A300 بود.

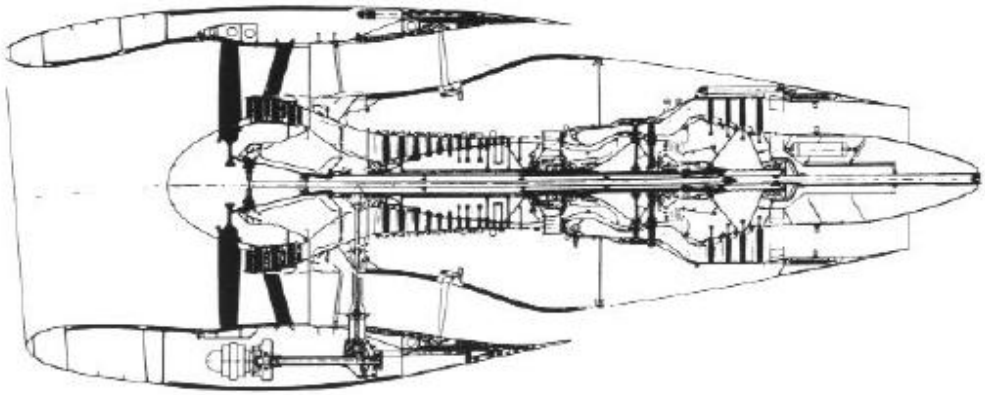
شکل ۱۹-۱ McDonnel Douglas DC-10 با سه توربوفن CF6 نسبت کنارگذاری بالا ساخت شرکت General Electric

در صورتی که پیشرفت فن های بزرگ ادامه داشت ، همواره تلاش زیادی توسط سه شرکت بزرگ سازنده ی موتور صورت گرفت ؛ پیشرفت توربوفن هایی با نسبت کنارگذاری کوچک تر کم تر شده بود.

در سال ۱۹۷۱ General Electric با سازنده ی موتور فرانسوی به نام Snecma برای توسعه دادن یک پیشرانه ی موتور «ده تن» ، همکاری کرد. نخستین نمونه ی آن ، مدل CFM56 ، که در ژوئن ۱۹۷۴ راه اندازی شد ، به خوبی درخواست شده بود. نخستین کاربرد عملی آن همراه با هواپیمای McDonnell Douglas DC-8 که برای تغییر موتور دوباره با پیشرانه ی ۱۰۷kN (۲۴۰۰۰lb) نیروی محوری ، CFM56-2 ، که باعث شد ، تا هواپیما بیش تر صرفه ی اقتصادی در سوخت ، نسبت به موتور های اصلی خود با نسبت کنارگذاری پایین داشته باشد. سپس موتور های «۲-» همچنان برای تغییر موتور KC-135 مخزن سوخت تندرو سازمان USAF مورد استفاده قرار گرفت. در سال ۱۹۸۵ نوع دیگر CFM56-3 با پیشرانه ی ۸۹kN (۲۰۰۰۰lb) نیروی محوری ، وارد کار در بوئینگ ۷۳۷-۳۰۰ هواپیمایی در اندازه ی متوسط که زندگی تازه ای در تاریخ طراحی مدل ۷۳۷ ایجاد نمود. موفقیت بزرگی با آمدن CFM56 ده تنی به دست آمد ، با این وجود ، زمانی که شرکت Airbus Industry توانست مدل A320 خود را روانه کند ، یک هواپیمای مسافری با تکنولوژی پیشرفته در اندازه ی متوسط با ۱۵۰ صندلی ، در سال ۱۹۸۸ به کار گرفته شده بود.



شکل ۲۰-۱ توربوفن General Electric CF6-50A با نسبت کنارگذاری بالا ، با ترکیب سه تقویت کننده مرحله ی جریان پایین فن (پیشرانه ی ۲۲۲۰۰daN ، نسبت کنارگذاری ۵:۱ ، نسبت فشار کمپرسور ۲۸.۴:۱)



شکل ۲۱-۱ هلیکوپتر Sikory CH-53G با دو موتور توربوشفت T64 ساخت شرکت General Electric.

رقابت با توربوفن CFM56 برای شرکت ایرباس توربوفن IAE V .2500 پیشرانه ی۱۱۷kN (۲۵۰۰۰lb) نیروی محوری ، که توسط کنسرسیوم[۱] موتور های هواپیمایی بین المللی[۲] (IAE) که شرکت رولزرویس با شرکت Pratt & Whitney و شرکت های آلمانی ، ایتالیایی و ژاپنی با هم همکاری می کردند ، ساخته شد. موتور V .2500 ، یک طرح کاملاً تازه ، از تازه ترین تکنولوژی استفاده می کرد ، که نقش احتراق سوخت را نسبت به CFM56 اولیه ، بهتر کرده بود. این موتور ، همچنین بر روی A320 ، در سال ۱۹۸۸ به کارگرفته شده بود.

چیزی که باعث شد ، توربوفن با نسبت کنارگذاری بالا به چنین موفقیتی دست یابد ، افزایش آگاهی عموم به آلودگی محیطی ، به ویژه ، آلودگی صوتی هواپیما ها بود. افزون بر این موفقیت ، که در سال ۱۹۸۵ بیش تر هواپیما های ایالات متحده منع از استفاده از توربوفن ها با نسبت کنارگذاری پایین شدند ، از این رو تغییر موتور مدل DC-8 با موتور های کم صدا تر انجام گرفت.

سرعت خروجی نسبتاً پایین جریان عبوری از گذرگاه فرعی ، سبب کم تر شدن آلودگی صوتی در محیط می شود ، در صورتی که در آنواحد ، در زمان موجود پیشرانه پیش نیافتاده باشد ، به سبب جریان زیاد هوا باعث شتاب گیری در مجرای گذرگاه فرعی می شود. توان اضافه ی موتور با نسبت کنارگذاری بالا در پرواز با سرعت پایین بیش از اندازه برای هواپیما ، حتی در هنگام برخاستن از زمین ، نیروی محوری را کاهش می دهد ، که نه تنها کاهش صدا را در بر دارد ، بلکه به عمر موتور نیز کمک می کند.

۱.۲.۴ موتور های توربوشفت

یک توربوشفت همانند موتور توربوپراپ می باشد ، با این تفاوت اساسی که کار توربین دوم را انجام می دهد. به جای به حرکت در آوردن پروانه ، توربین محرک شفت به یک سیستم انتقال قدرت نصب می شود ، که تیغه های روتور هلیکوپتر را به حرکت در می آورد (شکل ۱-۲۲).

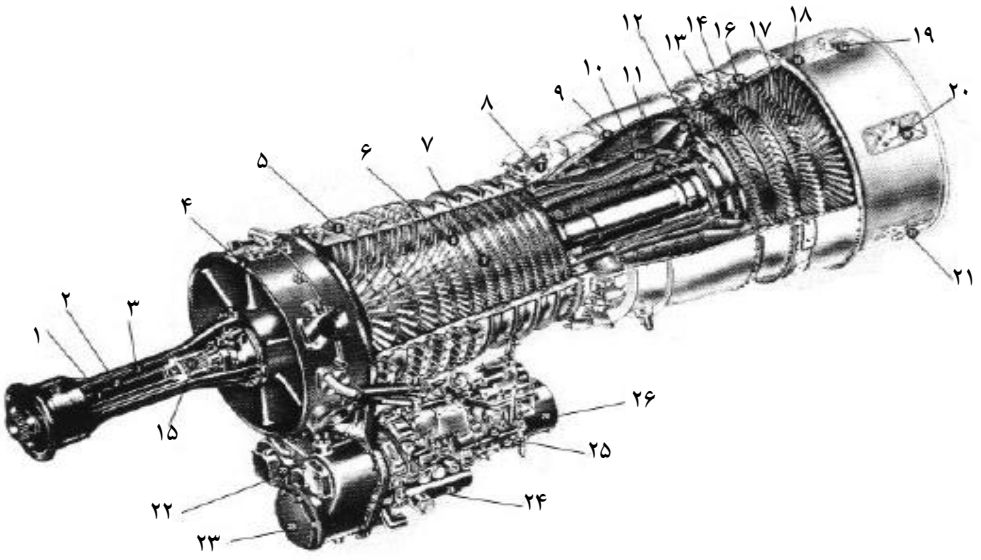
کمپرسور موتور توربوشفت ، نخست ، فشار ورودی هوا را افزایش می دهد ، و سپس به داخل محفظه ی کمپرسور هدایت می کند. پس از مخلوط شدن با بخار سوخت و اشتعال ، گاز داغ به طور کامل در بین دو توربین جدا از هم منبسط می شود. در ابتدا کمپرسور را راه می اندازد و سپس نیروی اسب بخار شفت[۳] را برای راندن روتور هلیکوپتر از طریق یک چرخدنده ی انتقال تحویل می گیرد. در پایان گاز میان یک مجرای خروجی بدون تولید هیچ نیروی محوریی آزاد می شود.

---

[۱] Consortium : ائتلاف چند شرکت

[۲] International Aero Engines

[۳] Shaft horsepower



ابزار اندازه گیری گشتاور

۱ شفت گشتاور ، داخلی

۲ شفت گشتاور ، بیرونی

۳ محفظه

کمپرسور

۴ بدنه ی جلوی کمپرسور

۵ تیغه ی ناپایدار

۶ محفظه ی کمپرسور

۷ روتور کمپرسور

محفظه ی احتراق

۸ نازل سوخت

۹ محفظه ی بیرونی احتراق

۱۰ اتاق احتراق حلقوی

۱۱ محفظه ی داخلی احتراق

۱۲ نخستین مرحله ی توربین تیغه های راهنما

توربین

۱۳ محفظه ی توربین

۱۴ روتور توربین

۱۵ شفت توربین قدرت

۱۶ محفظه ی شفت توربین قدرت

۱۷ توربین قدرت

خروجی

۱۸ محفظه ی خروجی

۱۹ مخزن تجدید هوا

۲۰ عایق هوا

۲۱ موجودی روغن

لوازم

۲۲ لوازم گیربکس

۲۳ پمپ هیدرولیک گیربکس

۲۴ پمپ روغن

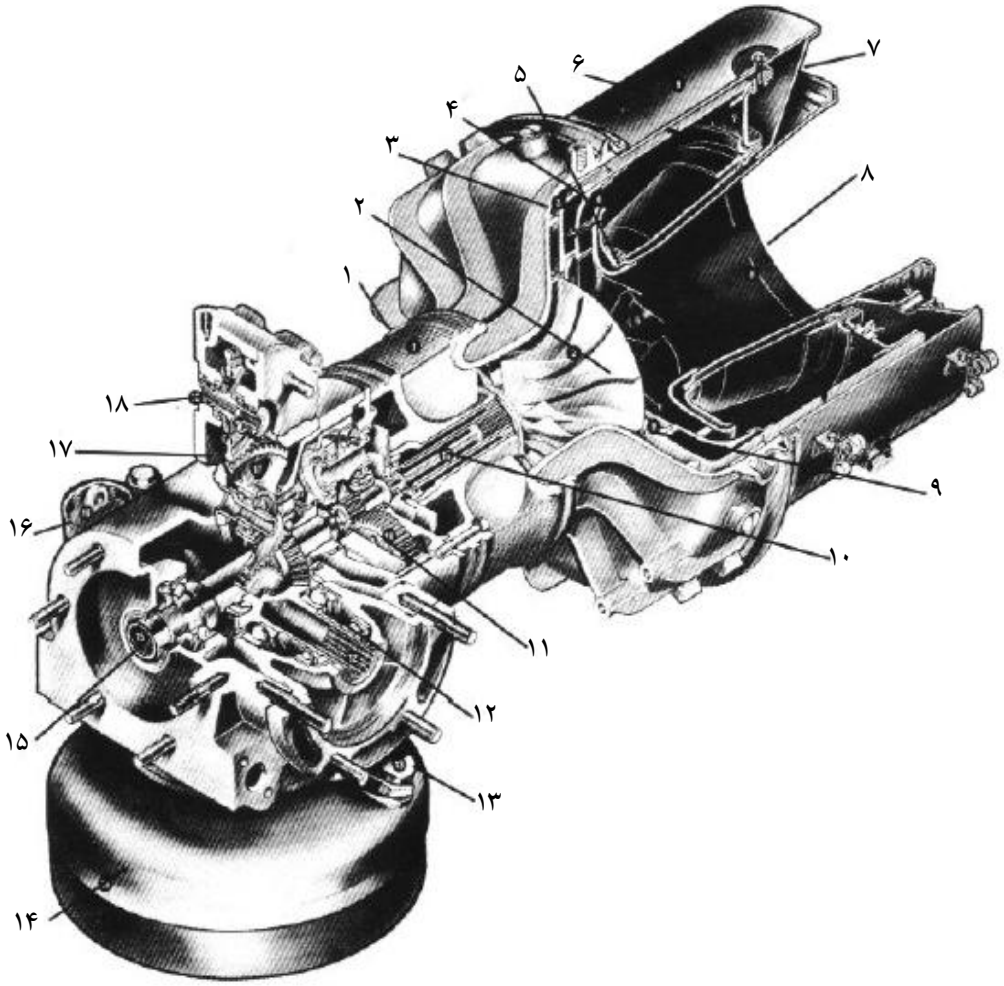
۲۵ کنترل کننده ی سوخت

۲۶ فیلتر و پمپ سوخت

شکل ۲۲-۱ موتور توربوشفت General Electric T64 با ۴۰۰۰ اسب بخار

یک گونه ی مخصوص از موتور توربوشفت ، که مورد استفاده قرار می گیرد ، واحد قدرت کمکی[1] برای فراهم کردن تهویه مطبوع ، راه اندازی موتور اصلی ، و مانند یک پشتیبان منبع قدرت الکتریکی در آسمان و بر روی زمین کار می کند ، می باشد ؛ این موتور وابستگی هواپیما را از تجهیزات پشتیبانی زمینی گرفته و مستقل از زمین می سازد(شکل ۲۳-۱). در شاخه ی غیر هوایی ، موتور های توربو شفت در صنعت توربین های گازی

[1] Auxiliary Power Units (APU)



ژنراتور گازی

۱ ورودی هوا

۲ ایمپلر (کمپرسور)

۳ دیفیوزر

۴ تیغه های راهنمای توربین

۵ روتور توربین

۶ محفظه ی احتراق

۷ اتاق احتراق

۸ مجرای خروجی

۹ در پوش (کاسه نمد)

گیربکس

۱۰ شفت محرک

۱۱ چرخدنده ی خورشیدی

۱۲ چرخدنده ی مخروطی

۱۳ موجودی روغن

۱۴ مخزن روغن

۱۵ شفت محرک محوری

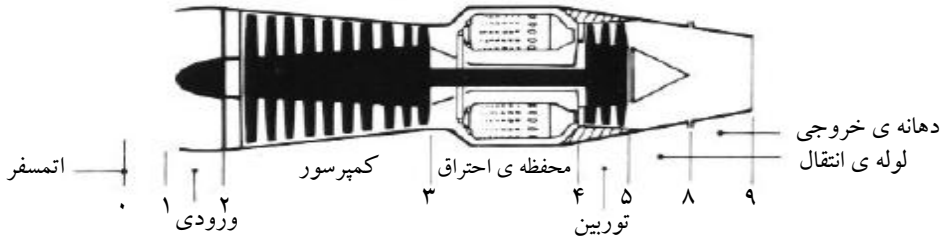
۱۶ فیلتر روغن

۱۷ چرخدنده

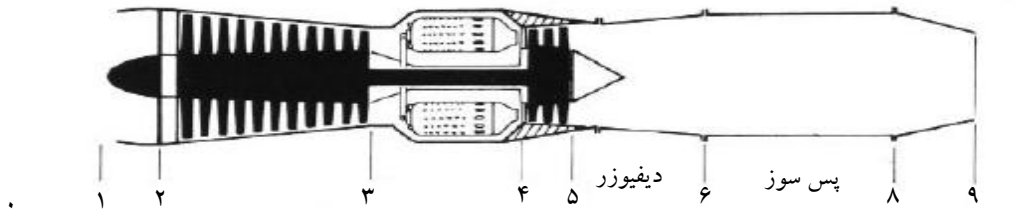
۱۸ لوازم راندن

شکل ۳۲-۱ موتور توربوشفت هوابرد Solar T-62T-27 برای تولید الکتریسیته و راه اندازی موتور برای جریان هوا

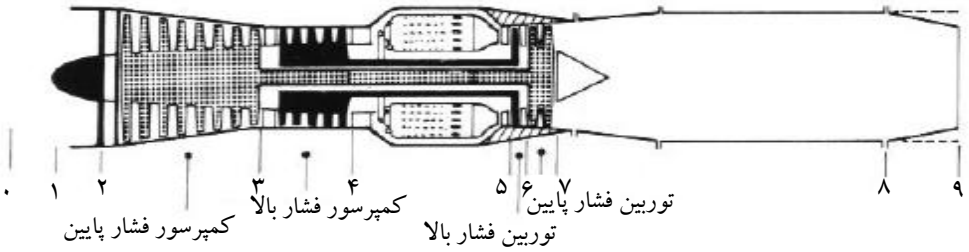
توربوجت تک اسپول



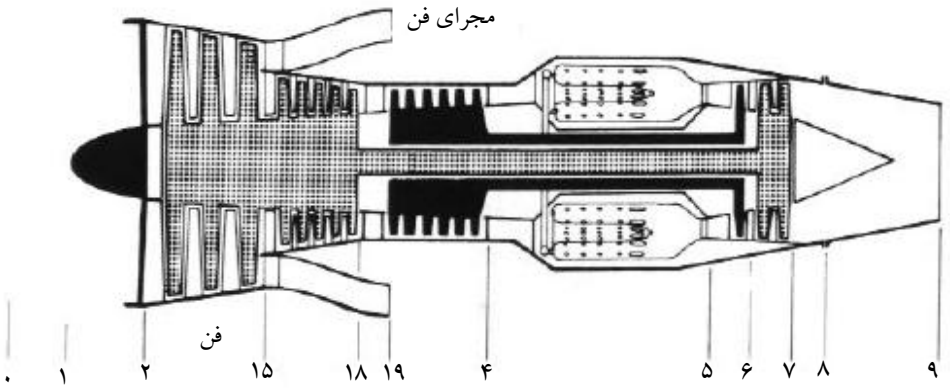
توربوجت تک اسپول با بازگرمایش



توربوجت دو اسپول با بازگرمایش



توربوفن



شکل ۲۴-۱ پایگاه علامت گذاری موتور

برای راه اندازی ، برای نمونه ، ایستگاه ژنراتور های قدرت ، کشتی ها و تانک های ارتشی مورد استفاده قرار می گیرد.

موتور های توربوشفتی که در هواپیما هابه کار گرفته شده است ، توربوشفت هایی با اندازه ی کوچک می باشند.

پایگاه علامت گذاری موتور

به منظور برآورد کردن توان موتور ، موتور به ترتیب مونتاژ قطعات وابسته است ، که مطابق تعریف پایگاه ها ، در (تک بعدی) محاسبات ساخت آیروترمودینامیکی ، مورد استفاده قرار می گیرد (شکل ۲۴-۱). به این مفهوم که یک زمینه ی مناسب برای توصیف ساخت قطعات ، و برآورد ، همه منظوره ی ساخت را ، فراهم می آورد.

معرفی از پایگاه صفر (۰) مبنی بر مختل نشدن جریان ورودی ، شروع می شود ، و در پایگاه ۹ مبنی بر خروج جریان ، هسته ی موتور در دهانه ی خروج پایان می یابد. پایگاه های مجرای گذرگاه فرعی نیز به همینگونه معرفی می شوند ، اما توسط عدد دو رقمی ، که نخستین عدد همیشه با یک (۱) شروع شده ، و عدد آغازین از ۱۲ ، که نشانه ی بخش ابتدایی فن ورودی می باشد ، و با عدد ۱۹ که نشانه ی خارج شدن از دهانه ی خروجی گذرگاه فرعی است ، به پایان می رسد (جدول ۱-۱). این شیوه به صورت کلی توسط صنعت و سازمان های مربوط به پژوهش ، مورد استفاده و قبول همگان قرار گرفته است.

جدول ۱-۱

مجرای گذرگاه فرعی		هسته ی موتور		
نام ایستگاه	شماره استگاه		شماره ایستگاه	
یکسان با هسته		جریان غیر مختل ورودی جریان بالا (″جریان بالای بینهایت″)	۰	
یکسان با هسته		گلوگاه ورودی	۱	
ورودی فن (بخش نوک)	۱۲	کمپرسور فشار پایین ورودی بخش توپی ورودی فن	۲	بخش کمپرسور
		دشارژ کمپرسور فشار پایین	۲۱	
		کمپرسور فشار متوسط ورودی	۲۲	
		دشارژ کمپرسور فشار متوسط	۲۳	
		کمپرسور فشار بالای ورودی	۲۴	
دشارژ فن (بخش نوک)	۱۳	دشارژ کمپرسور فشار بالا	۳	
		توربین فشار بالای ورودی	۴	بخش توربین
		دشارژ توربین فشار بالا	۴۱	
		توربین فشار متوسط ورودی	۴۲	
		دشارژ توربین فشار متوسط	۴۳	
		توربین فشار پایین ورودی	۴۴	
		دشارژ توربین فشار پایین	۵	
مجرای گذرگاه فرعی آمیزنده ی ورودی	۱۶	پس سوز (تقویت کننده) ورودی	۶	بخش خروجی
مجرای گذرگاه فرعی دهانه ی خروجی میانه	۱۷	دهانه ی خروجی ورودی	۷	
مجرای گذرگاه فرعی گلوگاه دهانه ی خروجی	۱۸	گلوگاه دهانه ی خروجی	۸	
دشارژ مجرای گذرگاه فرعی دهانه ی خروجی	۱۹	دشارژ دهانه ی خروجی	۹	

فصل دوم

اصول موتور جت

حال که با شیوه ی عملکرد موتور توربین گازی آشنا شدیم ، باید به قانون های اصلی فیزیک که در شاخه ی پیشرانه ی توربو[1] توسعه یافته است ، بپردازیم. اگر چه به نظر می رسد ، که عملکرد یک توربین گازی ، ساده می باشد ، یک آزمایش دقیق تر نشان می دهد ، که این به صورت یک دستگاه بسیار پیچیده با وابستگی های زیاد و فعل و انفعالات گوناگون است. به ارائه ی چکیده ای از قواعد کلی پایه ای بدون نظم ، با این وجود ، شامل ریاضیات پیشرفته می پردازیم.

آموزش کوتاه ما با ویژگی های گاز ، با بررسی ملاحظات کامل نیروی محوری ، و بعضی از پارامتر هایی که کاربرد بیش تری در کارایی موتور دارند ، توضیح می دهیم.

۲.۱ ویژگی های گاز

موتور های توربینی هوانوردی برای کار کردن از یک گاز داغ استفاده می کنند ، که مرکب از هوا و محصولات گازی ، سوخت سوخته شده ، می باشد. نتیجه ی محصولات احتراق از یک واکنش شیمیایی بین محتوای اکسیژن در جریان هوای محیط فروبرده شده ، از میان ورودی هوا ، و سوخت ، باعث می شود تا ، هواپیما به مسیر خود ادامه دهد. نسبت جرمی حدود دو در صد (۲٪) سوخت ، و نود و هشت در صد (۹۸٪) هوا برای گازی که یک هواپیما را به جلو در شرایط گشتی می برد ، استفاده می شود.

هوایی که مورد استفاده ی موتور قرار می گیرد ، مانند یک سیال کار می کند ، که خودش مخلوطی از گاز ها می باشد ، بیش تر نیتروژن و اکسیژن ، در یک نسبت نزدیک ، بیست در صد (۲۰٪) اکسیژن و هشتاد در صد (۸۰٪) نیتروژن می باشد. گوناگونی و کم بودن گاز های دیگر ، مانند دی اکسید کربن ، هلیوم و نئون ، بر روی عملکرد توربین گازی ، تأثیر چندانی ندارد. از دو گاز اصلی ، اکسیژن از ضرورت ها ، برای احتراق سوخت ، و تولید گرمای اصلی می باشد ، در حالی که نیتروژن ، مانند یک گاز بی اثر عمل می کند ، و باعث نگرانی زیادی در آلودگی اتمسفر می شود.

یک گاز ، را زمانی که به صورت میکروسکوپیک در نظر می گیریم ، شامل مولکول هایی است ، که به صورت آزاد و با سرعتی بالا در حرکتند(به طور نامرئی). همان طور که مولکول ها به صورت ریز دیده می شوند ، قانون های مکانیک نیز می توانند ، کاربرد داشته باشند.

حرکت ذره ، به دمای گاز وابسته است. از طرف دیگر ، دما یک سنجش برای ، انرژی جنبشی مولکول ها می باشد. با افزایش دما ، حرکت مولکول ها سریع تر می شود. اگر گرما به یک گاز اضافه شود ، گاز منبسط

[1] Turbopropulsion

خواهد شد ، زیرا حرکت مولکول ها سریع تر می شود. این همان اتفاقی می باشد ، که در اتاق احتراق رخ می دهد. اگر جلوی انبساط گاز گرفته شود ، فشار افزایش خواهد یافت.

به علاوه ، مولکول ها کاملاً ذرات الاستیک مطرح شده اند ، به سبب پیوسته بودن حرکت آن ها ، برخورد های تصادفی با یکدیگر یا با دیواره ی جامد ، شامل گاز رخ می دهد. زمانی که برخورد با دیواره ها صورت می گیرد ، مولکول ها فشاری به محض برخورد ، با آن ها ، وارد می کنند.

این ها اصول ابتدایی بودند ، که ایجاد شاخه ای خاص در شناخت فیزیک ، به نام تئوری جنبشی گاز[۱] کرده است. ما نمی خواهیم وارد جزئیات بیش تری ، در این جا شویم ، بلکه این وظیفه ی کتاب های درسی می باشد. اما ما می خواهیم به این نکته که دما ، فشار و چگالی ، که برای کارکرد موتور جت ، بسیار مهم بوده ، اهمیت داده باشیم ، که از حرکت مولکولی شروع می شود.

در یک موتور توربینی ، مانند خیلی از موارد کاربردی مکانیکی دیگر ، از یک خاصیت بی همتا در مولکول های گاز استفاده می شود ، برای نمونه انرژیی که در دما و فشار به سادگی ذخیره شده است ، را می توان بازیافت نمود. میزان انرژیی که یک گاز داراست ، به یک بخش از موتور داده می شود ، توسط حالت های فیزیکی ناپایدار ، مانند فشار ، دما و چگالی پدیدار می شود.

ما به طور خلاصه این سه تغییر حالت اصلی هوا را بررسی خواهیم کرد.

فشار یک گاز ، از نیروی وارده بر مساحت سطح تعریف می شود:

$$\text{فشار} = \frac{\text{نیرو}}{\text{مساحت سطح}}$$

در واحد های سیستم بین المللی[۲] ، واحد نیرو ، نیوتن[۳]، و آن را با N نشان می دهند ($1N = 1mkg/s2$) ، و واحد مساحت سطح ، متر مربع می باشد ، m^2. بنابراین واحد اندازه گیری فشار N/m^2 ، daN/m^2 یا daN/cm^2 می باشد ، که در ابتدای ساخت ، برای اجتناب از بزرگ شدن زیاد رقم ، یکی از واحد ها را انتخاب می کنند.

اگر واحد های انتخاب شده بر اساس سیستم اندازه گیری آمریکایی باشد ، نیروی وزن را پوند و نماد آن lb

---

[۱] Kinetic gas theory

[۲] International System Units (SI units)

[۳] Newtons

(لاتین balance = libra) ، و واحد مساحت سطح ، فوت مربع ، با نماد sq ft ، نشان می دهند. بنابراین ، واحد فشار به صورت lb/sq ft ، یا lb/sq ، تعریف می شود (برای تبدیل ، ر. ج. ۲.۶).

بعضی از ترکیبات موتور توربین گازی ، بر اساس میزان فشار برای نشان دادن سختگیری عملکرد محیطی دسته بندی می شوند ، برای نمونه کمپرسور فشار بالا ، توربین فشار پایین و ... . یک نمونه ی بارز فشار در یک موتور جت ، اندازه گیری دائمی برای وضعیت موتور ، و نشان دادن مناسب وسایل اندازه گیری در کابین خلبان ، توسط صفحه ی نمایشگر نشان داده می شود.

دما ، حالت ناپایداری دوم ، میزان انرژی جنبشی مولکول ها ، و گرمی یک جسم را نشان می دهد. به طور علمی ، دما یک خاصیت تعیین کننده ی میزان گرمای انتقال داده ، به مولکول ها یا از مولکول ها می باشد.

دما را ممکن است ، در هر دو درجه ی کلوین[۱] یا سانتیگراد[۲]، که از واحد های SI و متریک [۳] می باشند یا از درجه های رانکین[٤] و فارنهایت[٥] که از واحد های انگلیسی می باشند ، استفاده کرد. درجه های کلوین و رانکین ، دمای مستقل[٦] می باشند ، به این معنی که از لحاظ فرض علمی در درجه ی صفر کلوین یا رانکین مولکول ها فاقد حرکتند ، در حالی که درجه های سانتیگراد و فارنهایت وابسته به مبدا ارزشی است ، که تعریف شده اند ، می باشند. برای نمونه ، نقطه ی انجماد آب ، به طور قرار دادی ، صفر درجه ی سانتیگراد معرفی شده است. در ساخت موتور جت ، دما های مستقلی ترجیح داده می شوند ، که به سادگی محاسبه شوند. با این وجود ، دما های موتور ، در کابین خلبان ، در درجه های سانتیگراد نشان داده می شود ، برای نمونه ، دمای گاز خروجی (EGT).

حالت سوم ناپایداری ، چگالی یک ماده است ، که نماد آن ρ (رو[۷]) می باشد ، که از تقسیم جرم بر واحد حجم به دست می آید. در واحد SI ، واحد اندازه گیری چگالی ، کیلوگرم بر متر مکعب می باشد ، و در واحد های آمریکایی ، اسلاگ [۸] بر فوت مکعب یا lb/cu ft می باشد. عکس چگالی ρ ، حجم مخصوص می باشد ($v = \frac{1}{\rho}$) که واحد آن در SI ، m^3/kg است.

---

[۱] Kelvin

[۲] Centigrade

[۳] Metric

[٤] Rankine

[٥] Fahrenheit

[٦] Absolute temperature

[۷] یونانی rho

[۸] Slugs

چگالی ، نمایانگر تعداد مولکول های موجود در یک حجم می باشد. برای یک گاز ، به ویژه ، این عدد با دما و فشار تغییر می کند. تغییرات چگالی ، یکی از ویژگی های مهم گاز می باشد ، که سبب تفاوت آن از مایعات می شود ، که تعداد مولکول هایش در هر دما و فشاری ، ثابت باقی می ماند. نیروی محوری موتور ، وابستگی مستقیمی به چگالی هوا دارد. هر چه چگالی بیش تر شود ، نیروی محوری بیش تری به وجود می آید. اگر هواپیما ها ، در بعضی ارتفاعات قابل توجه و به ویژه در دمای محیط بالا ، کارایی نیروی محوری موتور ، می تواند به مرز بحرانی برسد. در بعضی از فرودگاه هایی که مکانی با شرایط گرم و در ارتفاع ، می باشند ، باید به خوبی توسط کارخانه های هواپیما ملاحظه شود (در ایالات متحده Colorado , Denver).

رابطه ی متقابل میان سه مرحله ی ناپیداری ها ، چگالی ، دما و فشار ، توسط رابطه ی زیر ، برای یک گاز ایده آل بیان می شود:

$$\frac{p}{\rho} = RT$$

R ، ثابت گاز می باشد (در کتاب های درسی به میزان کافی توضیح داده شده است).

۲.۲ سیکل موتور

توربین گازی هوانوردی ، مانند یک موتور حرارتی طبقه بندی می شود. این موتور ، از گاز استفاده می کند ، همان طور که سیال ، کار می کند ، و تولید توان شفت (مکانیکی) و نیروی محوری را انجام می دهد.

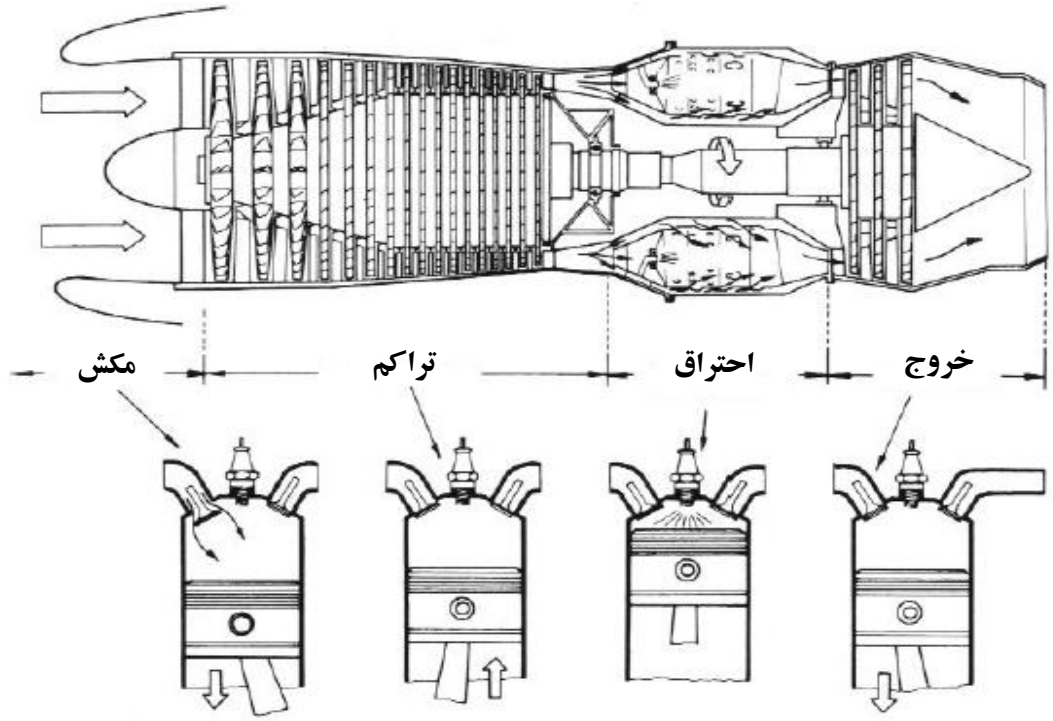
نیروی محوری تولید شده ، به ویژه ، تنها اگر سرعت خروجی گاز ، بیش تر از سرعتی که هوا وارد موتور می شود ، باشد ، ممکن می شود. به طوری که برای شتاب گاز ، انرژی باید به جریان هوای داخل موتور ، اضافه شود ، که سپس بتواند به انرژی جنبشی تبدیل شود.

در یک توربین گازی ، افزایش انرژی ، در دو مرحله ی پی در پی ، در ساختار موتور ، توسط دو بخش متفاوت ، اما نزدیک به هم ، انجام می شود. نخست ، فشار جریان هوا توسط عمل توان شفت مکانیکی افزایش می یابد. این مرحله ، در قسمت کمپرسور ، انجام می شود. سپس از کمپرسور خارج می شود ، هوای فشرده شده ، در اتاق احتراق گرم می شود ، در این جا دمای گاز به سرعت افزایش می یابد.

حال گاز ، روند کار را برای کار فیزیکی به قدر کفایت فراهم نموده ، به این معنی که کیفیت انرژی مولکول ها به اندازه ی کافی زیاد شده است ، تا انرژی مؤثر را از آن ها گرفت.

مرحله ی نخست در داخل موتور ، که کار را از گاز داغ اقتباس می کند ، توربین می باشد. همچنان که گاز منبسط می شود ، و شتاب می گیرد ، توربین را می چرخاند. پس از خروج از توربین ، گاز با اضافه ی همان شتاب در دهانه ی خروجی ، جایی که همه ی انرژی گرمایی مفید باقی مانده ، به انرژی جنبشی تبدیل می شود ، می رسد.

در خروج از دهانه ، گاز با سرعت بالا در اتمسفر رها می شود ، جایی که به تدریج برای شرایط محیط اتمسفر ، پراکنده خواهد شد. این مجموعه تغییرات حالت ناپایدار ، که توسط گاز پایانی ، برای وضعیت اصلی برگشت داده می شود ، در اصطلاح سیکل موتور گویند.



شکل ۱-۲ مقایسه ی سیکل کاری موتور توربوجت و موتور چهار زمانه.

برای توضیح عملکرد اصول کلی توربین گازی ، می توان از مقایسه ی آن با موتور های رفت و برگشتی استفاده ی فنی کرد (شکل ۱-۲).

در هر دو مورد ، فرایند گاز ، در چهار مرحله (یا ضربه ای در موتور پیستونی) شناخته شده ی ، مکش ، تراکم ، احتراق و انبساط گاز ، رخ می دهد. با این وجود تفاوت اساسی که وجود دارد ، این است که ، در موتور رفت و برگشتی ، چهار مرحله ، در یک سیلندر انجام می شود ، در حالی که ، یک موتور توربینی در بخش های جدا از یکدیگر ، هر مرحله از فرایند را انجام می دهد ، و سیکل موتور را ، برخلاف موتور پیستونی که به صورت متناوب می باشد ، به صورت پیوسته انجام می دهد.

مرحله ی مکش در موتور های رفت و برگشتی ، همانند مرحله ی ورودی هوا در توربین ، و مرحله ی تراکم ، همانند عمل چرخش کمپرسور در توربین است. با این وجود ، فرایند احتراق ، نسبتاً متفاوت از یکدیگر می باشند. در موتور رفت و برگشتی ، احتراق در یک حجم ثابت با فشار بیشینه در بالای پیستون رخ می دهد ، در حالیکه در یک موتور توربینی ، احتراق در فشار ثابت انجام می شود. این فرایند باعث می شود ، تا جرم زیادی از هوا با اجزاء اتاق احتراق سبک وزن ، و در ادامه اجازه ی استفاده از سوخت با اکتان پایین را موجب سازد.

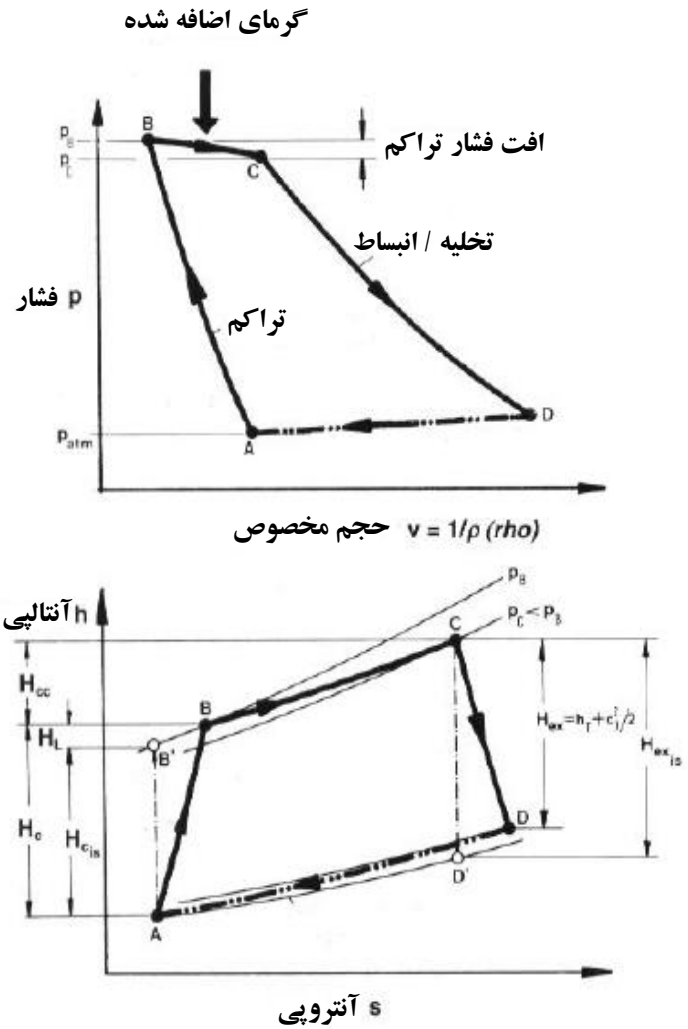
در پایان ، که مقایسه ی بین مرحله ی خروجی موتور پیستونی با موتور جت انجام شد ، یک پرسش تناسبی به وجود می آید ، زیرا خروجی تولید شده در موتور پیستونی مورد استفاده قرار نمی گیرد ، در حالی که در یک موتور جت نیروی های مهم پیشرانه را گاز خروجی فراهم می کند. در این ملاحظه ، موتور پیستونی بسیار شباهت نزدیکی به یک موتور توربوشفت دارد.

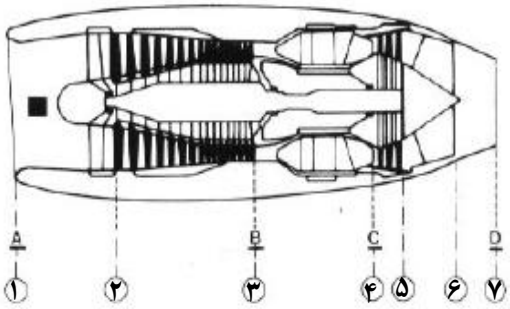
فقدان قطعات رفت و برگشتی ، در یک موتور توربینی بسیار مفید تر از موتور پیستونی می باشد ، همچنان می تواند انرژی بیش تری بر اساس اندازه ی موتور ، آزاد کند. استخراج میزان توان یکسان ، از یک موتور پیستونی باعث بزرگ تر شدن موتور و سنگینی بیش از حد آن ، غیر ممکن ساختن تولید آن ، و یقیناً مانع از استفاده در زمینه ی هوانوردی می شود.

تغییر حالت ناپایدار که مبحث گاز می باشد ، زمانی که از میان موتور عبور کرده را ، می توان در یک دیاگرام فشار – حجم نشان داد ، که در ناحیه ی مرزی ، توسط چهار منحنی گرمای اضافی را ، اندازه می گیرد. این گرما می تواند برای هر دو کار ، تولید توان شفت مکانیکی یا نیروی محوری آزاد شود (شکل ۲-۲).

با این وجود ، یک تصویر بسیار رایج معرفی شده ، دیاگرام آنتالپی – آنتروپی ، که تفاوت شکل های انرژی را (مکانیکی ، جنبشی ، گرمایی) با فاصله نشان دهد ، می توان ساختار اجزا را به سادگی تشخیص داد (شکل ۲-۲). آنتالپی یک کمیت ترمودینامیکی ، مبنی بر کل انرژی گاز ، که دستخوش تغییرات از یک حالت ، به حالتی دیگر می باشد (نماد آن [H] یا [h] و واحد اندازه گیری در SI، J/kg ، و در آحاد انگلیسی ft lb/lbm می باشد) ، است. آنتروپی ، یک کمیت ترمودینامیکی ، مبنی بر تئوری اندازه گیری انرژی که نمی تواند به کار مکانیکی تبدیل شود ، بنابراین کیفیت اندازه گیری ، یا قابلیت استفاده در گرما را دارد. به ویژه برای تبدیل گرما به کار مکانیکی ، نیاز به یک تشخیص دهنده ، در دما برای به وجود آمدن آن ، می باشد. دمای بالاتر گاز ، می تواند بهتر مقدار گرمای مورد استفاده ، و تبدیل به کار را فراهم کند. آنتروپی ، بیش از حد ، یک حالت ناپایدار گازیست ، اما توضیح درک آسان آن ، برای نمونه ، به سادگی دما و فشار نیست.

اینک به ما اجازه دهید ، تا به دیاگرام تهیه شده ی سیکل (ساده شده) موتور جت ، رجوع کنیم. در هر دو دیاگرام ، نقطه ی A ، اشاره به اتمسفر هوایی دارد ، که وارد موتور می شود. فرایند تراکم در طول خط A – B رسم شده ، در نقطه ی B مبنی بر وضعیت جریان هوا ، که در این زمان از کمپرسور خارج می شود. در صورتی که گاز به صورت تصاعدی تراکم می یابد ، حجم آن تصاعدی کاهش می یابد. همچنین به علت اصطکاکی که در طول مسیر گاز می باشد ، بیش تر کار مکانیکی صرف دست یافتن به فشار مورد نیاز می شود (نقطه ی B) ، تا این که بسیار ضروری بوده ، اگر جریان ایده آل باشد (نقطه ی 'B).





$H_{c\,is}$ کار ایده آل کمپرسور (بدون افت)

H_L افت

H_c کار مؤثر کمپرسور

$H_c = H_{c\,is} + H_L$

H_{cc} گرمای اضافه شده

$H_{ex\,is}$ انبساط ایده آل (خروج)

H_{ex} انبساط مؤثر

فشار ثابت (p = const)

سیکل ایده آل

شکل ۲-۲ سیکل کاری توربین گازی در نمودار فشار _ حجم و آنتالپی _ آنتروپی.

گرما به هوای فشرده ی خط $B - C$ اضافه شده است. راندمان بیشینه ی فرایند احتراق نیاز دارد ، که در اتاق احتراق ، فشار ثابت ، نگه داشته شده باشد. براساس اصطکاک دینامیکی سیال و تلاطم[1] مقداری از فشار همیشه در اتاق احتراق کاهش می یابد (نقطه ی C).

انبساط در توربین و دهانه ی خروجی ، در طول خط $C - D$ می باشد. انرژی موجود ، کم تر از آن است که در بی اصطکاکی جریان تأثیری بگذارد (نقطه ی 'D). همچنین ، خروجی جت به ندرت در فشار اتمسفر منبسط می شود ، منبع دیگر ، استفاده ی ناکافی از انرژی گاز است.

صرف نظر از ساده نشان دادن چگونگی تغییر شرایط جریان در داخل موتور ، از این نمودار ها پیداست که طراح موتور با منابع بیشماری از ترمودینامیک و تلفات سیال ایجاد شده ، در اجزای مختلف موتور ، روبرو می باشد.

۲.۳ نیروی محوری

پیشرانه ی جت هواپیما ، توسط واکنش اصلی انجام می شود. خروجی یک جت گاز در سرعت بالا از دهانه ، یک نیرو در جهت مخالف تولید می کند ، که این نیرو را ، نیروی محوری گویند(شکل ۳-۲).

مقدار نیروی محوری به جرم جریان هوای عبوری از میان موتور ، و سرعت خروجی بستگی دارد. حاصل ضرب جرم m و سرعت V را اندازه حرکت گویند[2] ، این کمیت ، توسط دکارتس[3]، در سال ۱۶۴۴ نام گذاری گذاری شده است.

اندازه حرکت $= I$ جرمm $\times$ سرعتv

واحد اندازه گیری در آحاد SI ، mkg/s^2 می باشد.

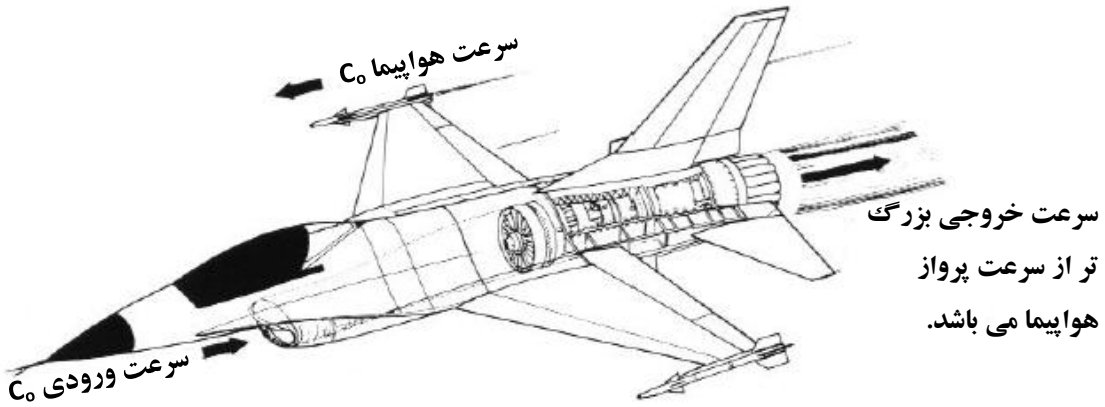
هنگامی که تغییری در اندازه حرکت به وجود آید (یک رویداد که ممکن است بعضی اوقات رخ دهد) ، نیرو ، تولید خواهد شد. این اصلی است که ، اساس پیشرانه ی جت را تشکیل می دهد. این به صورت قضیه ی اندازه حرکت شناخته شده است ، اما معنی رایج آن معادله ی ضربه (نیروی محوری) می باشد. به طور اساسی ، یک موتورجت نمایانگر یک ماشین است ، که هدف آن افزایش (به این معنی که برای تغییر) اندازه حرکت mv جریان هوای عبوری ، که از میان آن می گذرد ، می باشد.

---

[1] Turbulence

[2] Momentum

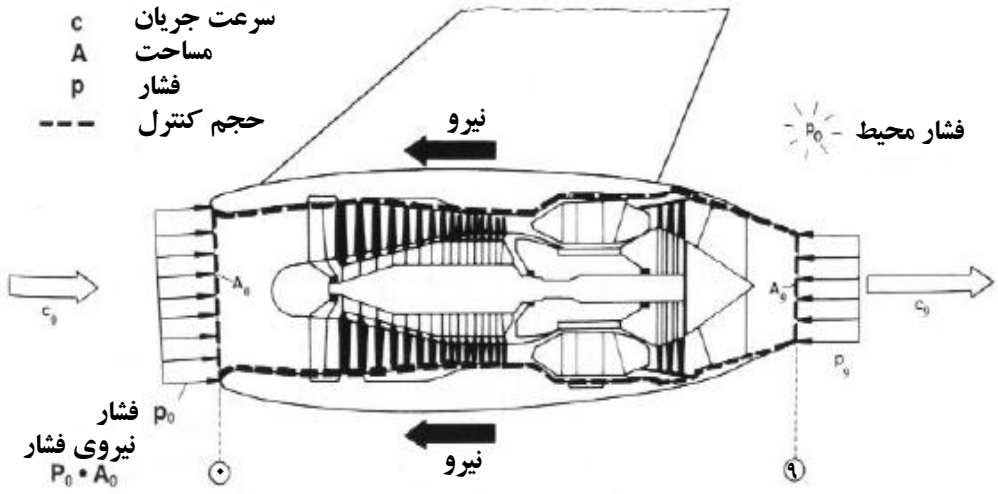
[3] Descartes



شکل ۳-۲ نیروی محوری تولید شده توسط مخرج جت در سرعت بالا از دهانه.

کاربرد در تکرار درست و اجازه دادن نیروی موتور برای براورد کردن نسبتاً ساده ، نخستین مزیتی است ، که در آگاهی از شرایط داخل موتور می باشد ، نیاز نیست. تنها ، وضعیت ماهیت موتور جت ، مهم است.

براورد کردن نیروی محوری موتور ، یک روند گام به گام است ، که دنبال می کنیم. نخستین مرحله ، شناخت حجم کنترل است ، که نیاز است ، توسط اندازه حرکت تعریف شود (شکل ۴-۲).



شکل ۴-۲ شرح قضیه ی اندازه حرکت

دومین مرحله ، اعمال همه ی نیرو های شناخته شده و ناشناخته در مرز های حجم کنترل می باشد ، که باید گرداوری و فهرست شوند. باید در نظر داشت ، که یک تفاوت بین مرز های جامد ، که جریان هوا را از خود نمی توانند عبور دهند ، و مرز های گازی ، که می توانند جریان هوا را از میان خود عبور دهند (در نتیجه اندازه حرکت) وجود دارد.

برای نمونه ، پایگاه های موتور صفر (۰) و نه (۹) نمایانگر مرز های باز میانی است ، که جریان هوا اجازه ی عبور را دارند. تنها نیرو هایی که می توانند بر آن ها اعمال کنند ، نیرو های فشاری است. مرز های دیگر ، دیوار های جامد هستند ، که بدنه ی موتور را ساخته اند ، که بر دو نیروی فشار و اصطکاک عمل می کنند. این نیرو ها به صورت ناشناخته ملاحظه می شوند ، آن ها نیروی محوری موتور را تشکیل می دهند ، که نتیجه ی پروسه ی محاسبات ما می باشند.

زمانی که نیرو ها عمل می کنند ، بایستی توجه داشت ، که نیرو ها (مانند سرعت) اندازه های برداری دارند ، که نه تنها دارای بزرگی هستند ، بلکه همچنان در یک جهت هستند. همان طور که ملاحظه می شود ، نیروی محوری در جهت پرواز عمل می کند ، و از سمت چپ جریان نزدیک می شود ، بردار نیروی محوری همچنان به سمت چپ اشاره دارد ، که جهت منفی می باشد (T-). با این فرض ، همه ی نیرو های وارد بر موتور ممکن است ، به این صورت عمل کنند:

نیروی فشار ، سطح ۰ : $+p_0A_0$ (نیروی فشار = فشار × مساحت)

نیرو های فشار ، سطح ۹: (در جهت پرواز ، به معنای دیگر منفی):

a)کنش در مساحت کوچک خروجی دهانه ی خروجی: $-p_0\,(A_0 - A_9)$

b)کنش در مساحت خروجی دهانه ی خروجی: $-p_9A_9$

نیروِ نیروی محوری (در جهت پرواز وارد می شود) : T-

مجموع همه ی نیرو ها در جهت افقی:

حاصل جمع : $+p_0A_0 - p_0(A_0 - A_9) - p_9A_9 - T = A_9(p_0 - p_9) - T$

سومین مرحله ، تعیین کننده ی تغییرات اندازه حرکت نسبت به زمان می باشد ، به این معنی که اندازه حرکت توسط زمان تقسیم شده است ، که معادله ی آن مجموع تمام نیرو ها می باشد:

$$\frac{\text{اندازه حرکت}}{\text{زمان}} = \frac{\text{جرم} \times \text{سرعت}}{\text{زمان}}$$

تغییرات پدید آمده در اندازه حرکت ، محصول دو کمیت است: حاصل ضرب جرم تقسیم شده بر زمان در سرعت. کمیت جرم تقسیم شده توسط زمان ، جریان هوای عبوری از موتور در واحد زمان می باشد ، که به آن

نرخ جریان جرم (دبی جرمی جریان) گفته می شود ، که واحد اندازه گیری آن در SI ، kg/s و در آحاد انگلیسی lb/s می باشد. بنابراین محصول دبی جرمی ، و سرعت تغییرات اندازه حرکت نسبت به زمان می باشد. در مورد موتور جت ، این سرعت ، سرعت خروجی می باشد.

در نتیجه گیری بالا ، به طور دقیق ، تنها برای موتور در هنگام سکون ، به این معنی که ، سرعت صفر هواپیما پیش از برخاستن از زمین ، معتبر می باشد. در سرعت پرواز v_0 ، جریان هوا نزدیک موتور پیش از این توسط یک اندازه حرکت ورودی $\dot{m} \times v_0$ که باید زمانی که نیروی محوری براورد می شود ، کاهش یابد.

نظر به تمام تأثیرات شرح داده شده ، فرض معادله ی ضربه (نیروی محوری) به سادگی ادامه می یابد:

$$-T = \dot{m}(c_9 - v_0) + A_9(p_9 - p_0)$$

- $\dot{m}$ دبی جرمی جریان ، kg/s
- c_9 سرعت خروجی جت ، m/s
- v_0 سرعت ورودی ، m/s
- P فشار استاتیکی ، N/m^2
- A مساحت ، m^2
- اندیس 0 پایگاه ورودی
- اندیس 9 پایگاه خروجی

نمونه

الف) فرض ها:

$p_9 = p_0$ خروجی انبساط جت در فشار محیط

$v_0 = 0$ سرعت هواپیما در حال سکون

$\dot{m} = 50$ kg/s دبی جرمی جریان

$c_9 = 600$ m/s سرعت خروجی

نتیجه:

$$-\mathrm{T} = 50 \times 600 = 30{,}000\ \mathrm{m}\frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{s}^2} = 30\ \mathrm{kN}$$

اندازه گیری نیروی محوری ، بار ها در زمانی که از آحاد SI استفاده می شود ، کیلو نیوتن ، kN ، یا دکا نیوتن ، daN می باشد.

$\mathrm{m} = 1101\mathrm{b_m}$ میزان جرم جریان

$$\mathrm{V_{exit}} = 1970\ \mathrm{ft/sec}$$

$$\mathrm{T} = \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{g_c}}(\mathrm{V_{exit}} - \mathrm{V_{inlet}})$$

$$= \frac{1101\mathrm{b_m/sec} \times (1970\mathrm{ft/sec} - 0\mathrm{ft/sec})}{32.21\mathrm{b_m ft/lb\ sec^2}} = 6735\ \mathrm{lb}$$

۲.۴ قانون های اصلی در دینامیک سیال

مانند بسیاری از پدیده های جریانی که به دنبال یک نمونه ی منظم هستند ، دارای رفتاری کاملاً پیش بینی شده می باشند. این ویژگی ، همچنان در دینامیک سیال ، به صورت یکی از شاخه های خاص فیزیک وجود دارد.

۲.۴.۱ انواع جریان

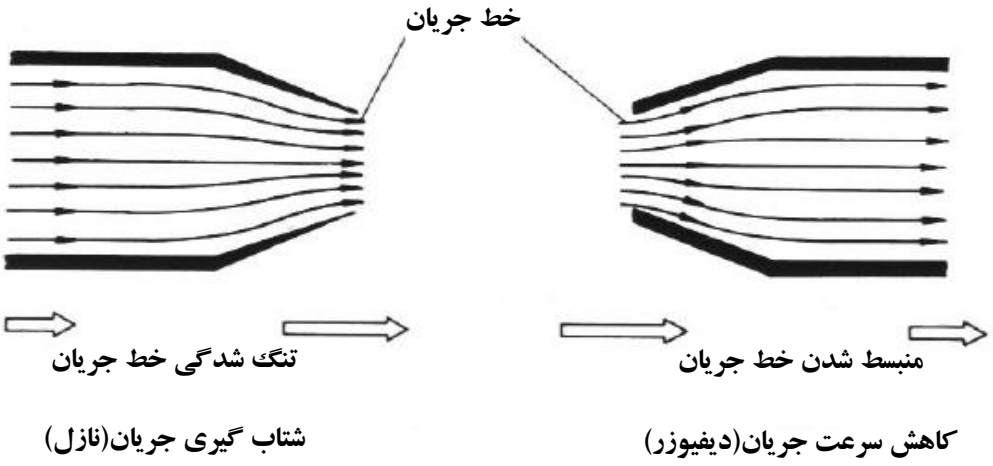
جریان عبوری از میان یک مجرا ، ممکن است ، به صورت یکنواخت یا غیر یکنواخت باشد. اگر پارامتر های سیال ، مانند سرعت ، فشار ، دما ، در هر بخش از مجرا ثابت باقی بماند ، جریان ، جریان یکنواخت می باشد. با این وجود ، این ارزش ها ممکن است ، از یک بخش به دیگری ، در طول مسیر جریان تغییر کند. الگوی کلی خط جریان ، ضروریست ، که در زمان ثابت باقی بماند. برای نمونه ، در یک موتور جت ، در وضعیت گشت پروازی ، پارامتر های جریان در همه جا ثابت می باشد.

در خروجی کمپرسور ، فشار بالای جریان ، سرعت پایین ، و افزایش دما به دلیل کنش تراکم ، وجود دارد. به طور یکسان ، پارامتر های جریان در خروجی توربین نیز ، با وجود تفاوت ، دما و سرعت بسیار بالا ، اما فشار پایین ، ثابت باقی می مانند.

اگر پارامتر های جریانی در هر سطح مقطع با زمان تغییر یابد ، یک جریان غیر یکنواخت داریم. پدیده غیر یکنواخت در موتور توربوجت در طول شتابگیری و کاهش سرعت ، زمانی که تعدیل نیروی محوری صورت می گیرد ، رخ می دهد. جریان به کلی در یک موتور رفت و برگشتی غیر یکنواخت می باشد.

۲.۴.۲ خط جریان و مجرای جریان

حرکت سیال ، زمانی که به صورت میکروسکوپی مشاهده می شود ، شامل یک تعداد بزرگ غیر قابل تصور از حرکت ریز مولکولی می باشد. اگر ما مسیر ذرات را در میان مجرا دنبال کنیم ، (که ممکن است در دهانه ی خروجی باشد) ، این ذرات در طول جریان ، خطوط جریان دیده می شوند. یک ویژگی خط جریان ، مماس بودن آن با نقاط هم جهت بردار سرعت می باشد. مجراهای جریان ، یک سری از خطوط جریان عبوری از میان یک منحنی بسته برای جریان را پوشش می دهد. یک خط جریان ممکن است ، استدلالی از یک مجرای دیواره ی گازی ، در محدوده ی جریان سیال باشد. یک مجرای جریان ، از ذرات همیشه متغیر ساخته شده است. در شرایط جریان یکنواخت ، رفتار یک مجرای جریان ، همانند یک مجرای حقیقی با دیواره ی جامد است.



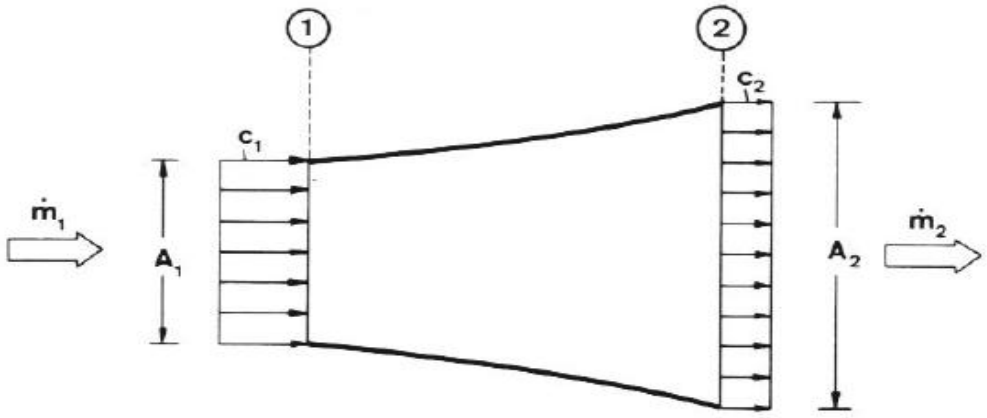
شکل ۵-۲ تأثیر انبساط و تنگ شدگی خط جریان

به طور کلی ، همان طور که مساحت مجرای جریان کاهش می یابد ، حرکت خطوط جریان نیز به یکدیگر نزدیک می شوند ، که اشاره به شتابگیری جریان دارد (شکل ۵-۲). این اتفاقیست که در یک دهانه ی همگرا (نازل) رخ می دهد. از طرف دیگر ، با افزایش سطح مقطع ، فاصله ی بین خطوط جریان افزایش یافته ، که این موضوع ، سبب کاهش سرعت جریان می شود. این اتفاق در یک دیفیوزر رخ می دهد ، همان طورکه در یک ورودی هوا (ساب سونیک) مرسوم می باشد.

۲.۴.۳ بقای ماده

یکی از اساسی ترین مفهوم های علم فیزیک از بین نرفتن ماده می باشد. این یکی از مقاصد بزرگ در پیش بینی رفتار جریان سیال است.

برای حرکت سیال پایدار – یکنواخت ، پیوستگی ماده ممکن است ، توسط استفاده از مفهوم خطوط جریان بیان گردد. پیوستگی ماده به سادگی توضیح می دهد ، که مقدار یکسانی از سیال باید از میان هر بخش از مجرای جریان ، عبور کند ؛ سیال نمی تواند در داخل مجرا ناپدید شود. اگر شکل مجرا ، همانند دهانه ی خروجی (نازل خروجی) شناخته شده باشد ، ممکن است که تمام دهانه مانند یک مجرای جریان ، در نظر گرفته شود ، شاخص های جریان را می توان ، به سادگی براورد کرد.



شکل ۶-۲ شرح بقای جرم

می توان توسط فرض نخست ، سرعت سیال V_1 ، عبوری از مساحت مجرای جریان ورودی A_1 ، را به صورت توزیع شده ، نشان داد(شکل ۶-۲). حجم جریان سیال عبوری از سطح A_1 نسبت به زمان را دبی حجمی جریان سیال Q می نامند:

$$\text{دبی حجمی سیال} = V_1 A_1$$

دبی جرمی جریان $\dot{m}$ ، توسط حاصل ضرب دبی حجمی جریان همراه با چگالی ρ بدست می آید:

$$\dot{m} = \rho_1 V_1 A_1$$

به گونه ای یکسان ، جریان هوایی که مجرا را ترک می کند ، به صورت زیر محاسبه می شود:

$$\dot{m} = \rho_2 V_2 A_2$$

همانطور که دبی های جرمی جریان ، هر دو با هم طبق قانون بقاء ، یکسان می باشند ، می توان سرعت خروجی را به راحتی بدست آورد:

$$V_2 = \frac{\rho_1}{\rho_2}\frac{A_1}{A_2}\, V_1$$

در استفاده از این معادله ، اطلاع اضافی در مورد چگالی ρ_2 در خروج از مجرای جریان نیاز می باشد:

نمونه

$\rho_1 = \rho_2$ جریان تراکم ناپذیر یا چگالی ثابت

$A_2 = 2A_1$ مساحت خروجی دو برابر مساحت ورودی

بنابراین

$V_2 = \frac{1}{2}V_1$ سرعت خروجی نصف سرعت ورودی.

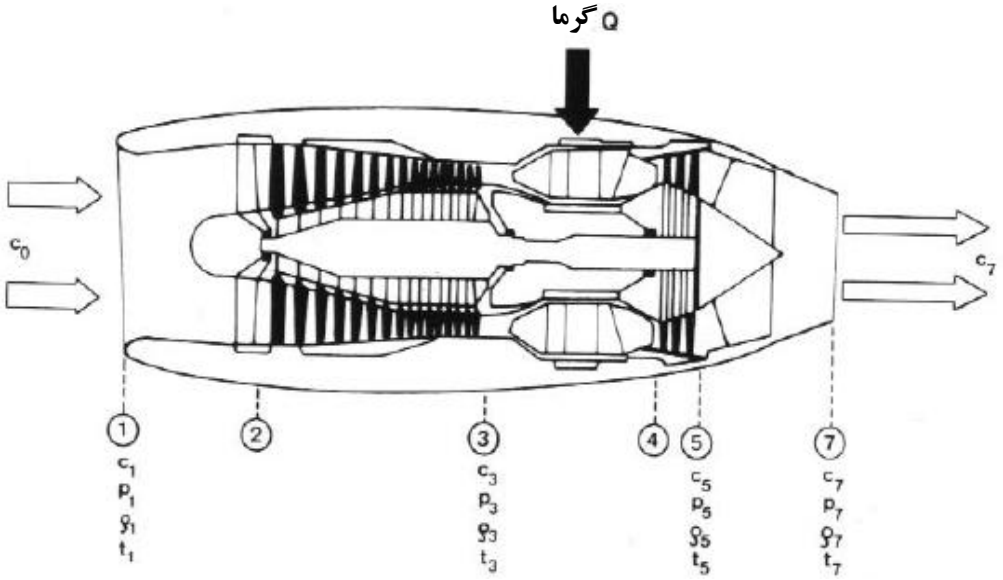
۲.۴.۴ بقای انرژی

برای متوجه شدن چگونگی کار موتور جت ، بقای انرژی یکی از مهم ترین ها می باشد ، که همراه با فهم قانون بقای جرم و معادله ی نیروی محوری است. ما برای نمونه ، یک بخش از موتور توربوجت ، بین ورودی اتاق احتراق (پایگاه ۳) و خروجی توربین (پایگاه ۵ ، شکل ۷-۲) را انتخاب کرده ایم. این بخش را برای این انتخاب کرده ایم ، زیرا کمیت گرما Q به گاز در اتاق احتراق اضافه می شود ، که کار مکانیکی را در توربین به شکل توان محور استخراج می کند.

قانون بقای انرژی توضیح می دهد ، که انرژی در گاز ، زمانی که وارد حجم کنترل می شود ، بعلاوه ی انرژی اضافه شده یا استخراج شده در داخل حجم کنترل ، برابر انرژی گاز در خروج از حجم کنترل می باشد. انرژی نمی تواند ناپدید شود.

زمانی که داخل حجم کنترل می شود ، انرژی گاز شامل ترکیبات زیر می باشد:

۱. انرژی داخلی ، تنها به دمای گاز وابسته می باشد ، که توسط کمیت های ترمودینامیکی گرمای ویژه در فشار ثابت c_v و دمای استاتیکی t_3 بیان می شود ($c_v\, t_3$).
۲. انرژی فشاری ، توسط فشار استاتیکی p_3 و چگالی ρ_3 بیان می شود(p_3/ρ_3).



شکل ۷-۲ توضیح بقای انرژی

۳. انرژی جنبشی ، توسط مربع سرعت گاز بیان می شود ($c_3^2/2$).

در اتاق احتراق گرما Q اضافه می شود. در تحلیل سیکل ، گرما (واحد اندازه گیری آن در SI ، J = Nm/s می باشد) معمولاً به دبی جرمی جریان برای رسیدن به اندازه ای ثابت به نام $Nm/s / kg/s = m^2/s^2$ بر می گردد.

در یک توربین ، انرژی مکانیکی استخراج می شود ، که ما با l_t آن را نشان می دهیم ، همچنین واحد اندازه گیری آن در SI ، m^2/s^2 می باشد.

زمانی که گاز در خارج شدن از توربین حجم کنترل را ترک می کند (پایگاه ۵) ، انرژی گاز شامل ترکیبات زیر می باشد:

۱. انرژی داخلی $c_v t_5$
۲. انرژی فشاری p_5/ρ_5
۳. انرژی جنبشی $c_5^2/2$

با انجام موازنه ی انرژی داریم:

$$c_v t_3 + \frac{p_3}{\rho_3} + \frac{c_3^2}{2} + \frac{Q}{\dot{m}} - l_t = c_v t_5 + \frac{p_5}{\rho_5} + \frac{c_5^2}{2}$$

بدون ادامه دادن بیش تر جزئیات باید در نظر داشت ، که معادله ی بالا *قانون نخست ترمودینامیک* را بیان می کند.

اگر نه گرما به گاز اضافه شود و نه کار مکانیکی استخراج گردد ، معادله ی انرژی به صورت زیر کاهش می یابد:

$$h_3 + \frac{c_3^2}{2} = h_5 + \frac{c_5^2}{2}$$

ما آنتالپی استاتیکی را مشخص کرده ایم h:

$$h = c_v t_s + {}^{p}/_{\rho} = c_p t_s$$

که همراه با انرژی جنبشی $c^2/2$ به صورت آنتالپی مطلق در می آید:

$$h = c_p t_s + \frac{c^2}{2} = c_p t_t$$

t_t معرف دمای مطلق می باشد ، که به طور مکرر در فصل های آینده ، همین طور فشار مطلق p_t استفاده می شود. کمیت های مطلق صرفاً در ترکیبات اضافه شده ی انرژی جنبشی ، ارزش های نسبی استاتیکی مشخص می شود. کمیت های استاتیکی ، مانند فشار استاتیکی p_s یا دمای استاتیکی t_s ، را می توان با ابزارات دستی اندازه گیری کرد. در موتور جت ، عبور جریان هوا به سرعت از میان کمیت های استاتیکی می تواند اندازه گیری شود ، اگر بتوان ابزاری ساخت تا با سیال ، بدون ثبت هیچ سرعتی حرکت کند. برتری در فهمیدن نحوه ی کار موتور جت در کمیت های استاتیکی و مطلق می باشد.

۲.۵ پارامتر های مهم موتور

پارامتر های مهم موتور ، که برای طراح هواپیما به طور مستقیم سودمند می باشد ، نیروی محوری و مصرف سوخت ویژه می باشد.

نیروی محوری

مهم ترین پارامتر برای طبقه بندی موتور ، نیروی محوری می باشد(فصل ۲.۳).

معادله ی نیروی محوری:

$$T = \dot{m}(c_9 - c_0) + (p_9A_9 - p_0A_0)$$

اگر فشار جلو برنده ی جت ، زمانی که از دهانه (نازل) خارج می شود ، در فشار اتمسفر منبسط نشود ، سپس در دهانه ی خروجی ، مساحت سطح مقطع A_9 یک نیروی فشاری $A_9(p_9 - p_0)$ در راستای نیروی محوری ایجاد می شود. با این وجود ، تئوری بیشینه نیروی محوری ، در این مورد دست یافتنی نیست ، مانند سرعت خروجی که نمی تواند ، به بیشینه حد خود برسد ، و نیروی فشاری اضافه (اگر چه نیروی محوری را پشتیبانی می کند) نمی تواند کمبود اندازه حرکت را جبران کند. بیش ترین تأثیر را می توان ، با استفاده از دهانه ی مناسب ، که شرط لازم را بدست می آورد $p_9 = p_0$ ، فراهم کرد.

مصرف سوخت ویژه SFC

پس از نیروی محوری ، مصرف سوخت ویژه ، یکی از مهم ترین پارامتر های ساخت موتور می باشد ، که میزان سوخت مورد مصرف نیروی محوری در یک زمان محدود را ، معین می کند. مصرف سوخت ویژه به طور مکرر در واحد اندازه گیری SI ، kg fuel/daN ، ساعت/ نیروی محوری یا در آحاد انگلیسی lbm fuel/lbf ساعت/ نیروی محوری ، به کار می رود ، که هر دو دارای یک ارزش هستند.

نیروی محوری ویژه

ارزیابی چگونگی تأثیر جریان هوای موتور ، که برای تبدیل به نیروی جلوبرنده ی توسط استفاده از یک پارامتر ، که شرح می دهد ، چگونه باید نیروی محوری توسط یک واحد دبی جرمی جریان ، انجام شود. در آحاد SI ، نیروی محوری ویژه ، میزان نیروی محوری (در kN یا daN) تولید شده توسط ۱kg/s جریان هوا را معین می کند:

$$T_{sp} = \frac{T}{\dot{m}} \text{ که واحد اندازه گیری آن } \frac{Ns}{kg}$$

پارامتر نیروی محوری ویژه ممکن است ، به راحتی برای مقایسه ی موتور های توربوجت مورد استفاده قرار گیرد.

رابطه ی بین نیروی محوری و مساحت جلو

چنان که تأثیر آیرودینامیکی مشخص می کند ، رابطه ی بین نیروی محوری و بیشینه سطح مقطع موتور به صورت زیر می باشد:

$$\frac{T}{A_{max}}$$

مقاومت آیرودینامیکی ، همراه با سطح مقطع موتور افزایش خواهد یافت. بنابراین نگه داشتن موتور ، بیشینه قطر کوچک ، پیش نیاز برای نصب و راه اندازی موتور ، کارآمد می باشد.

۲.۶ سیستم های اندازه گیری (واحد ها)

دو سیستم وابسته ی واحد ها به موتور های جت ، که امروزه به کار می روند ، عبارتند از:

۱. آحاد سیستم بین المللی (SI)
۲. آحاد سیستم گرانشی بریتانیا.

سیستم آحاد SI ، یک سیستم اندازه گیری استاندارد مورد قبول همه ی کشور های صنعتی می باشد ، گر چه هنوز به صورت کامل انجام نشده است. به کلی ، در صنعت هوانوردی ، سیستم های دیگر وجود دارند. به این دلیل که بسیاری از خوانندگان آشنا با آحاد بریتانیایی هستند ، مثال ها و فرمول ها همچنان با این سیستم به کار می روند ، هر چند که می توان این دو آحاد را به یکدیگر تبدیل کرد.

سیستم بین المللی اندازه گیری

این سیستم توسط دانشمند ایتالیایی گیرجی [۱] در اوایل سال ۱۹۰۱ و در بیش تر سیستم های مدرن مورد استفاده قرار گرفت. این سیستم وابسته به شش واحد مستقل ، که چهار واحد آن در موتور های جت اهمیت دارد ، است:

- کیلوگرم (kg) ، واحد اندازه گیری جرم
- متر (m) ، واحد اندازه گیری طول
- ثانیه ، واحد اندازه گیری زمان
- درجه ی کلوین (K) ، واحد اندازه گیری دما

[۱] Giorgi

مانند واحد های جرم ، طول و زمان ، واحدی برای نیرو نمی توان به صورت دلخواه در نظر گرفت ، اما طبق قانون دوم نیوتن می توان ، واحدی برای آن تعیین کرد (نیرو = حاصل ضرب جرم در شتاب). واحد نیروی انتخاب شده ، به این صورت تعریف شده است ، جرمی $1kg$ که شتاب $1m/s^2$ را طی کند. این واحد نیرو را نیوتن می نامند ($1N = 1mkg/s^2$). این واحد برای مشخص کردن نیروی محوری موتور بسیار کوچک می باشد. بنابراین چندین واحد مورد استفاده قرار می گیرند ، که عبارتند از: دکا نیوتن ($1daN = 10N$) یا حتی کیلو نیوتن kN ($1kN = 1000N$). واحد های دیگر اندازه گیری مانند فشار ، انرژی ، توان به همین صورت گرفته شده اند (جدول ۱-۲).

واحد های سیستم اندازه گیری بریتانیا

واحد های مورد قبول سیستم گرانشی انگلیسی به صورت زیر می باشند (EGS[1]):

- فوت ، واحد اندازه گیری طول
- پوند جرم (lbm) ، واحد اندازه گیری جرم
- اسلاگ ، واحد اندازه گیری جرم
- پوند (lb) ، واحد اندازه گیری نیرو
- ثانیه (s) ، واحد اندازه گیری زمان
- درجه ی رانکین[2] (^oR) ، واحد اندازه گیری دما

یاد آوری این نکته بسیار مهم است ، که $1lb$ نیرو ، برای نیروی گرانشی وارد شده بر یک پوند (lbm) ، تعریف می شود. بنابراین $1lb$ جرم برابر است با ۱ پوند وزن. برای استفاده مکرر در پارامتر ساخت موتور ، مصرف سوخت ویژه ی نیروی محوری (TSFC[3]) ، از سوخت پوند جرم بر ساعت بر پوند نیروی محوری استفاده می شود ، این کمیت وابسته به پوند وزن سوخت بر ساعت بر پوند نیروی محوری است:

$$TSFC = \frac{\text{جریان وزن سوخت پوند بر ساعت, lb}}{\text{پوند نیروی محوری, lb}}$$

[1] English Gravitational System

[2] The degree Rankine

[3] Thrust Specific Fuel Consumption

جدول ۱-۲

کمیت	واحد	تعریف
نیرو	نیوتن ، N	$1N = 1\frac{m\,kg}{s^2}$
انرژی / کار	ژول ، J	$1\,J = 1\,Nm = 1\frac{m^2kg}{s^2}$
توان	وات ، W	$1\,W = 1\frac{J}{s} = \frac{m^2kg}{s^3}$
فشار	پاسکال ، Pa	$1Pa = 1\frac{N}{m^2}$

همچنین ، نیروی محوری ویژه ، یکی از پارامتر های دیگر موتور ، پوند نیروی محوری بر پوند جرم جریان هوا بر ثانیه معرفی می شود ، که وابسته به پوند نیروی محوری بر پوند وزن جریان هوا بر ثانیه ، دارای ارزش عددی یکسان می باشد:

$$T_s = \frac{\text{نیروی محوری موتور ، پوند ,lb}}{\frac{\text{lb}}{\text{s}}\text{ ,وزن جریان هوا ، پوند بر ثانیه}} = s$$

می توان توسط جدول ۱-۲ ، که فراهم شده ، این دو سیستم را به یکدیگر تبدیل کرد.

فصل سوم

ورودی های هوا

در ادامه ی فصل ها ، به آموزش ، درباره ی پنج جزء بزرگ توربوماشین موتور جت ، خواهیم پرداخت: ورودی هوا ، کمپرسور ، اتاق احتراق ، توربین و بخش خروجی. هر کدام ، به طور جداگانه در تولید نیروی محوری ، نقش دارند.

به دلیل این که ، جریان هوا ، زمانی که به موتور نزدیک شده ، ابتدا از ورودی هوا عبور می کند ، ما برای شروع ، از این بخش ، توضیحات را آغاز می کنیم. به زودی رابطه ی ساده ای بین قطعات مطرح شده ی جریان سیال و مشکلات مکانیکی ، آشکار خواهد شد. در بعضی از هواپیما های سوپرسونیک ، برای نمونه ، ورودی هوا ، یک دستگاه بسیار پیچیده است ، که نیاز زیادی برای درست کنترل کردن جریان هوا ، در موتور را دارد.

در هر وسیله ی ترابری کاربردی ، حمل و نقلی سابسونیک یا جنگی سوپرسونیک ، ورودی هوا بخش ضروری یک مجرای جریان سیال است. فرایند کار جریان هوا در طی مسیر ، کارایی درست موتور را برای تولید نیروی محوری ، مطمئن می سازد.

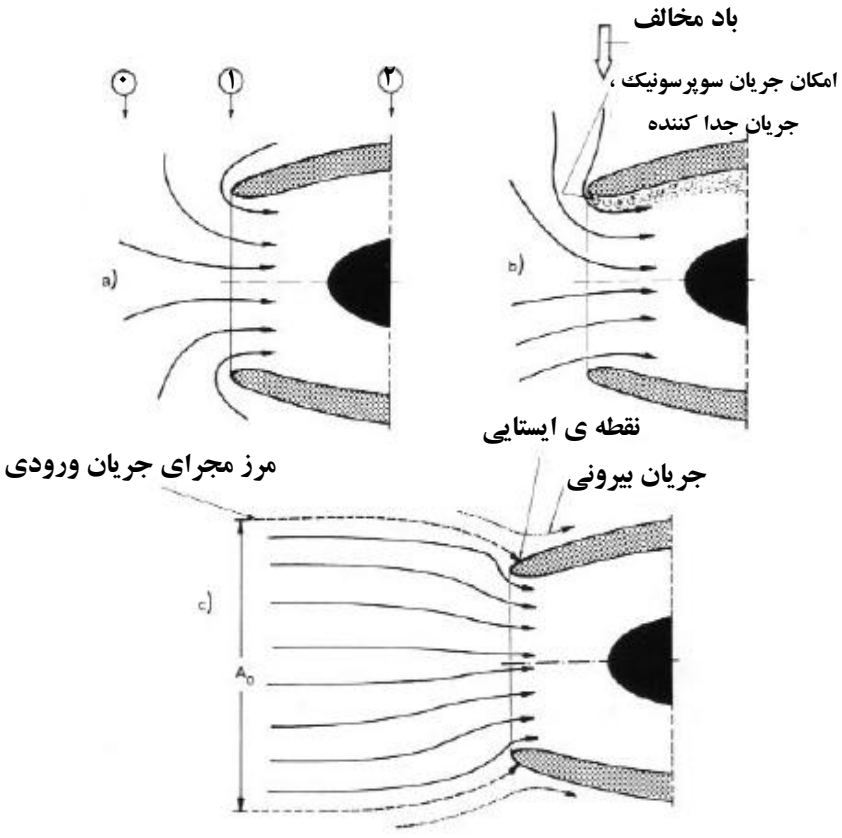
براساس آرایش موتور و سرعت ، طراحی هواپیما ، شکل های متفاوتی از مکنده موجود است. به علت تأثیر جریان ورودی ، بر روی کل کارکرد هواپیما ، طراحی بخش ورودی بر عهده ی سازنده هواپیما می باشد ، نه سازنده ی موتور آن. با این وجود ، هر دو بخش با یکدیگر ، همکاری کرده ، تا به یک راه حل ایده آل برسند.

ورودی باید به گونه ای طراحی شود ، که میزان مناسبی از جریان هوای مورد نیاز موتور را فراهم نماید و ، بعلاوه این که ، جریانی که بخش ورودی را ترک می کند ، و سپس وارد کمپرسور می شود ، باید یکنواخت و پایدار و در کیفیت بالا باشد. این شرایط ، نه تنها باید ، در تمام لحظه های پرواز ، بلکه ، بر روی زمین ، در حالت سکون ، و بیشینه نیروی محوری مقدم ، برای بلند شدن ، با هواپیما ، همراه باشد. طراحی خوب ورودی ، نتیجه ی همکاری هماهنگ ، بین موتور و شکل های ورودی می باشد ، که در برنامه ی تست استاتیکی بدست می آید.

طراحی ورودی به طور اساسی ، توسط عملکرد قوانین سیال دینامیکی ، انجام می گیرد. همان طور که رفتار های جریان در سرعت های پرواز ساب سونیک و سوپرسونیک متفاوت است ، یک تفاوت بین ساخت ورودی هایی که بیش تر عملکرد آن در جریان بیرونی ساب سونیک ، و ورودی هایی که مخصوصاً به خوبی در جریان سوپرسونیک عمل می کنند ، می باشد.

۳.۱ ورودی های هوای ساب سونیک

ورودی هوای ساب سونیک استاندارد ، در هواپیما های ساب سونیک بالا غیر نظامی و نظامی ترابری ، کاربرد گسترده ای دارد. سطح مقطع شبه دایروی ، شکل ورودی هوا ، در بخش جلویی گهواره ی موتور می باشد. ورودی های هوای ساب سونیک ، در بعضی از هواپیما های جنگی و تمام جت های آموزشی ، که بسیار نزدیک به سرعت صوت پرواز می کنند نیز ، کاربرد دارند. در این جا ، ما شکل های بیضی شکل ورودی ، نیم دایروی ، یا حتی سطح مقطع نامنظم ، همراه با ورودی های نصب شده بر روی اطراف بدنه ی هواپیما ، یا زیر بدنه ی هواپیما می پردازیم. آرایش ورودی ، در دماغه ی هواپیما ، مانند هواپیمای جنگی F-100 Super Sabre در دهه ی پنجاه ، به دلیل نیاز به توسعه دادن مجرای طویل تر ، برای طول بیش تر بدنه ، تلفات زیاد دینامیک سیال را به همراه داشت ، به همین دلیل استفاده از آن چندان طول نکشید.



شکل ۱-۳ میدان جریان ورودی

a) هواپیما در حالت سکون (استاتیک)

b) استاتیک به همراه جریان مخالف

c) پرواز با سرعت کم

وابسته بودن مشکلات جریان با ورودی هوا ، نتیجه ای از عملکرد وسیع طیف موتور می باشد ، تنظیم کردن کامل نیروی محوری هواپیما بر روی زمین ، تا سرعت پرواز در ارتفاع ، همراه است.

یک ویژگی مهم ، در مورد مقدمه ی برخاستن استاتیکی ، آزاد کردن بیشینه نیروی محوری موتور می باشد. در این مورد خاص ، هوای آزاد به صورت سکون در نظر گرفته می شود ، هوای درون مجرای ورودی ، توسط کمپرسور باید شتابی بگیرد ، تا به سرعت مورد نیاز برسد. در وضعیت استاتیکی ، ورودی مانند یک جریان گردابی عمل می کند ، که دارای یک مرکز گودشدگی در سیال است. در محفظه ی موتور ، سیال ، هوایی می باشد ، که از اطراف گهواره ی موتور کشیده شده است ، حتی از پشت لبه ی ورودی (شکل ۱a-۳). جریان هوایی که از پشت لبه ، در شرایط خاص ، به خط واصل لبه ی تیز منحنی ، نیرویی وارد می کند ؛ جایی که جریان قادر است ، به دلیل افزایش موضعی شتاب ، تفکیک شود. با این وجود ، جریان جدا شده ی وارد شده در موتور ، قادر است ، که کارایی موتور را به صورت بحرانی کاهش دهد. برای کاهش دادن خطر جدایش جریان ، لبه ی ورودی را به خوبی گرد کرده ، که همیشه در لبه های ضخیم تر نتیجه می دهد. از طرفی دیگر ، کارایی سرعت بالا ، نیازمند لبه ی نازک ورودی است ، بنابراین باید از شعاع بزرگ برای لبه ی ورودی اجتناب کرد.

فرض ایده آل هوای بیرونی ساکن ، و با ورود به داخل ورودی ، به صورت یکنواخت ، از همه سمت ، در عمل ممکن نیست. به دلیل نزدیکی قطعات هواپیما ، مانند شاه تیر موتور[۱] ، بال[۲] و بدنه ی هواپیما ، انحرافاتی از ایده آل بودن ، نتیجه خواهد شد ، که جریان هوا را شکسته و کارایی ورودی را می کاهد. بعلاوه ، زمانی که موتورها در زیر بال نصب می شوند ، یک جریان گردابی زمینی می تواند ، گسترش یابد ، که توسط ورودی فرو برده می شود ، و بر کاهش کارایی ورودی تأثیر می گذارد. خوشبختانه ، این جریان توسط شتابگیری هواپیما در طول بلند شدن آن ، ناپدید می شود. با نصب موتور ها در عقب ، یک جریان گردابی مشابه ، بر روی بدنه ی هواپیما گسترش می یابد ، که همچنان در سرعت برخاستن هواپیما ناپدید می شود. این جریان های گردابی ، اگر باند پرواز خیس باشد ، دیده می شوند ، یا اگر شرایط جوی تحت تأثیر قابل توجهی عمل میعان قرار گیرد ، از کابین مسافران می توان ملاحظه کرد.

منشاء دیگر کارایی معیوب ورودی ، باد مخالف است. در سمت بادخیز ورودی هوا ، باد مخالف ، بر جریان روی لبه ، اضافه شده ، که باعث هدایت افزایش سرعت اضافه ، می شود (شکل ۱b-۳). اگر باد مخالف به اندازه ی کافی قوی باشد ، سرعت در لبه ممکن است ، حتی از سرعت صوت پیشی گیرد ؛ همراه با جدایش جریان وارد کمپرسور می شود. به دلیل امکان آسیب دیدن تیغه ، بعضی هواپیما ها ، نیروی محوری کامل خود

---

[۱] Engine pylon

[۲] wing

را ، پیش از رسیدن هواپیما به کم ترین سرعت برای نشستن بر روی زمین ، محدود می کنند. در این مورد ، برای نمونه ، Lockheed C5-A Galaxy ، اگر سرعت باد مخالف بیش تر از ۴۵km/h (۲۴ kt) باشد ، نیاز به یک برخاستن گردشی ، می باشد.

به طوری که شتابگیری هواپیما در طول ادامه ی میدان چرخش ، الگوی خطوط جریان را در ورودی هوا تغییر می دهد. زیرا هوا بیش از این نمی تواند بر جریان پایین لبه غالب گردد ، اختلال از طرف اجزای هواپیما در این سطح ، به صورت گسترده حذف می شود. با وجود این ، تا زمانی که هواپیما به سرعت مناسبی برای کمپرسور نرسیده ، جریان هوا در داخل مجرای ورودی به شتابگیری خود ادامه خواهد داد ، اگر چه برای یک درجه ی کم تر باشد. بازتاب این نتیجه توسط الگوی مجرای جریان نزدیک شده به ورودی می باشد (شکل ۱C-۳). زیرا جریان هوای داخل مجرای جریان رابطه ای با دبی جرمی جریان موتور دارد ، همگرایی مجرای جریان مشاهده خواهد شد ، خط جریان مرزی ، در نقاط ایستایی روی هواکش پایان می یابد. با افزایش سرعت هواپیما ، نقاط ایستایی به جلوی هواکش جابه جا می شوند.

همان طور که مساحت سطح مقطع A_0 در جلوی مجرای جریان ورودی ، توسط دبی جرمی جریان موتور تعیین می شود ، اندازه ی مجرای جریان را به سادگی می توان توسط عملکرد ملاحظات پیوسته تعیین کرد. نیاز های پیوسته ی دبی جرمی جریان $\dot{m}$ در هر سطح مقطع در داخل مجرای جریان یکسان می باشد ، بنابراین یک مقدار ثابت است. دبی جرمی جریان در سطح مقطع A_0 ، به ویژه ، درست برابر با دبی جرمی جریان در سطح کمپرسور A_2 می باشد ، که جرم جریان موتور برمی گردد. بنابراین:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_2$$

ما در فصل پیشین آموختیم که ، دبی جرمی جریان را می توان توسط چگالی هوا ρ ، سرعت بخار هوا V ، و مساحت سطح مقطع مجرای جریان A ، بیان کرد. بنابراین ، لازمه ی بقاء جرم را برای مسیر جریان ویژه پایگاه صفر (جریان بالا نامحدود) و ۲ (سطح کمپرسور) به صورت زیر می تووان بیان کرد:

پایگاه صفر (جریان بالا نامحدود):

$$\dot{m}_0 = \rho_0 V_0 A_0$$

پایگاه ۲ (سطح کمپرسور):

$$\dot{m}_2 = \rho_2 V_2 A_2$$

همان طور که هر دو دبی جرمی جریان طبق تعریف با هم برابر می باشند ، سطح مقطع مجرای جریان در جریان بالا به سادگی بیان می شود:

$$A_0 = \frac{\rho_2}{\rho_0}\frac{V_2}{V_0}A_2$$

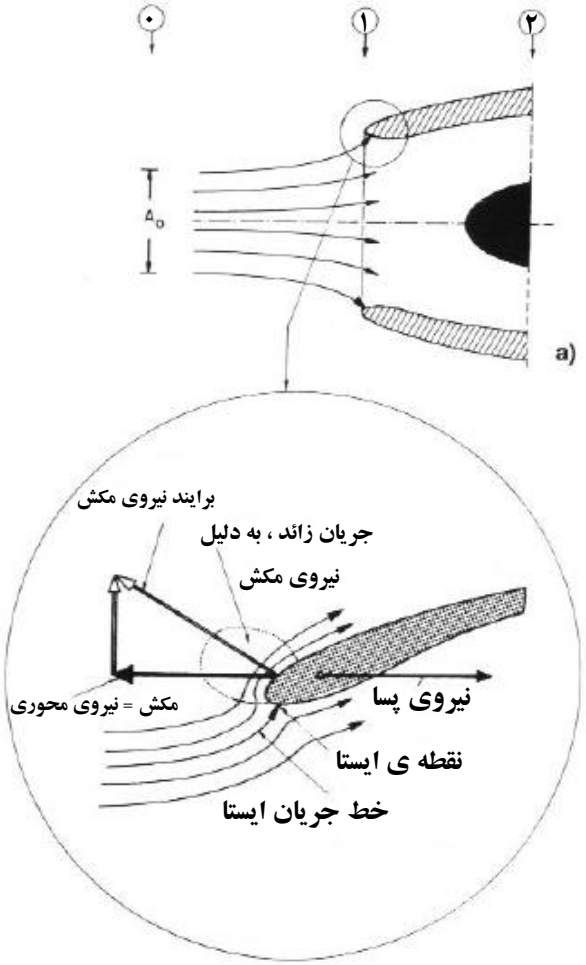
اگر فرض کنیم که چگالی هوا در داخل مجرای جریان بین دو پایگاه صفر (جریان بالا نامحدود) و ۲ (سطح کمپرسور) تغییر نکند ، سپس سطح مقطع مجرای جریان A_0 تنها به سرعت پرواز هواپیما V_0 وابسته است ، زیرا سرعت جریان هوا در سطح کمپرسور توسط کمپرسور تعیین می گردد ، سطح مقطع ورودی کمپرسور A_2 نیز ، ثابت طراحی می شود. با در نظر گرفتن این ملاحظات ، الگوی خطوط جریان در سرعت بالای پرواز توسط مساحت سطح مقطع A_0 در جریان بالا ، نامحدود مشخص خواهد شد ، که به طور مشخص نسبت به سطح مقطع مدخل ورودی (مساحت مشخص ورودی) کوچک تر است. این نتیجه باعث کاهش سریع سرعت جریان بالا ورودی ، به همراه افزایش فشار ، حتی پیش از داخل شدن جریان هوا در ورودی ، خواهد شد (شکل ۲a-۳).

در پارگراف های پیشین آموختیم ، برای عملکرد درست تنفس هوای موتور ، لازمه ی کار ، هوای فشرده شده می باشد. آیرودینامیک فشرده ساز در مجرا های جریان که مساحت سطح مقطع به تدریج افزایش می یابد ، در روش جریان مستقیم پدید می آید. یک مجرا همراه با توانایی ایجاد تأخیر در جریان ، و تبدیل انرژی جنبشی به انرژی فشاری ، به نام دیفیوزر می باشد.

در سرعت بالای مناسب عدد ماخ ، برای نمونه در پرواز گشتی ، جریان هوای نزدیک شده به موتور ، سریع تر از متوسط کمپرسور خواهد بود. به دلیل فعالیت دیفیوزر ورودی هوا ، که کاهش سرعت جریان هوا و بالا بردن فشار را منجر می شود ، سرعت جریان هوا براساس نیاز کمپرسور ، تطبیق خواهد شد. بعلاوه ، به دلیل افزایش فشار ، یک منفعت قابل توجه برای سیکل موتور نتیجه می یابد ، چنان که ، انرژی مکانیکی کمی برای فشرده کردن ، نیاز می شود. باید دقت داشت که ، در مورد یک موتور رمجت (که ما در این جا به آن رسیدگی نمی کنیم) فشردگی در مجرای ورودی به صورت کامل رخ می دهد ، و باعث حذف نیاز به کمپرسور مکانیکی می شود.

یک سیال بی میل به جریان داشتن ، در میان یک مجرای افزایش فشار ، بیش تر مانند ، یک آب می باشد ، که در مقابل جاری شدن به سمت بالا مقاومت می کند. در نتیجه ، یک دیفیوزر ، می تواند نقش یک پمپ را داشته باشد ، بدون قطعات متحرک ، مانند یک پمپ فشار سیال را افزایش می دهد. برای مانع شدن جریان از جدا شدن در طول دیواره ها ، سطح داخلی دیفیوزر باید به دقت شکل بگیرد ، و سطح صاف و بدون مانع پله ای یا پیچ خوردگی داشته باشد ، در غیر این صورت ، لایه مرزی حساس ، ممکن است ، جدا شود (میان جریان

اصلی و دیواره ی دیفیوزر). این نتیجه ی اتلاف جزئی انرژی جنبشی و تبدیل آن به گرمای غیر قابل استفاده است ، که این فرایند اصطکاک می باشد ، که همیشه در افت فشار مطلق حاصل می شود. اگر برای کاهش سرعت امکانی وجود داشت ، که تمام انرژی جنبشی به فشار تبدیل می شد ، آنگاه فشار مطلق جریان ثابت باقی می ماند ، و اصطلاحاً بازیافت فشار ۱۰۰ در صد ، نامیده می شد. به دلیل اصطکاک ، که ناگذیر همراه با جریان حقیقی است (بر خلاف جریان ایده آل که فاقد اصطکاک می باشد) ، مقداری افت در فشار مطلق ، خواهیم داشت. چه اوامری در طراحی مناسب یک دیفیوزر ، که دارای کم ترین تأثیر در این ناسازگاری ها نقش دارند. با وجود پیشرفت شایان در زمینه ی کامپیوتری دینامیک سیال (CFD) ، به مهارت همچنان نیاز می باشد ، زیرا روش ها ی محاسبات هنوز ناکافی می باشد.



شکل ۲-۳ میدان جریان ورودی در سرعت بالا

a) جریان ایستا ، جلوی ورودی
b) جریان ایده آل اطراف دهانه ی ورودی

زمانی که سه کاراکتر جریان ورودی حالت ایستا ملاحظه می شود ، سرعت پایین و سرعت بالا ، تأثیرات اضافی دینامیک سیال ، باید فرض گردد ، که متعلق به یک طراحی بهینه ورودی است. نخست ، باید توجه داشت ، به دلیل نیروی پسا[1] آیرودینامیکی گهواره ی موتور ، سه درصد از کل نیروی پسا هواپیما به این بخش اختصاص می یابد. همچنین که ، یک گهواره ی موتور در وزن هواپیما شریک می باشد. هر دو عامل حداکثر بار و شعاع عمل هواپیما تأثیر گذار است.

نیاز های اقتصادی باعث می شود ، تا ورودی موتور دارای نیروی پسا کم ، ساختار سبک ، که با دقت و درستی ساخته شود ، باشد. به دلیل این که بسیاری از این نیاز ها با هم اختلاف دارند ، در پایان طراحی ورودی باید ، بعضی از این اختلاف ها را نادیده گرفت. به این منظور ، نخستین وظیفه ی ورودی ، تهیه ی جریانی با کیفیت بالا می باشد ، که نباید آن را نادیده گرفت.

نیاز برای نیروی پسا پایین ، در ابتدا توسط سرعت بالای پرواز تحمیل خواهد شد. امروزه هواپیما های مسافری ساب سونیک بالا ، عدد ماخ ، که در سرعت های ۰.۷۸ تا ۰.۸۵ ماخ می باشند ، برای طراحی ورودی آن ها ، باید ویژگی های یک ورودی نازک ، به این معنا که ، اندازه ی قطر خارجی ورودی ، بسیار بزرگ تر از اندازه ی قطر داخلی نباشد. این کار باعث کوچک شدن شعاع پوزه خواهد شد ، که رابطه ی لبه ی نازک ورودی هوا را تطبیق می دهد. جریان خارجی اطراف مجرای جریان ورودی ، به طور مؤثر مانع از گسترش سرعت های اضافی ناخواسته در لبه می شود ، که میزان خطر جدایش جریان را همراه با مشابه آن ، افزایش نیروی پسا ، کاهش می دهد. چه بیش تر ، اگر جریان خارجی به طور صحیح از لبه ی ورودی عبور کند ، نیروی پسا اضافه ، نتیجه ی تأثیر گسترش رو به جلو ورودی ، ممکن است ، به طور مؤثر کاهش یابد. این قبیل کاهش تنها توسط جریان هوای اطراف پوزه کامل می شود. همچنان که جریان خط واصل پوزه را دنبال می کند ، سرعت های زیاد می توانند گسترش یابند ، که ممکن است حتی به سرعت های سوپر سونیک (پایین) دست یابند. این نتیجه می تواند در یک محیط کم فشار ، پیرامون ورودی رخ دهد. رسیدن به فشار نیروی آیرودینامیکی ، به وسیله ی قسمت اعمالی در راستای نیروی محوری موتور ، مکش پوزه[2] نام گذاری می شود (شکل ۲b-۳).

با این وجود ، استفاده از یک ورودی نازک برای پرواز مسافری با سرعت بالا ، کارایی در برخاستن یا حتی پرواز در سرعت پایین ، بسیار کاهش می یابد. به دلیل تغییر الگوی خط جریان در این مرحله ی غیر منتظره پرواز ، انحنای شدید در نوک پوزه باعث جدایش جریان در بخش داخلی لبه ی ورودی خواهد شد. اقدامات

---

[1] Drag

[2] Nose suction

طراحی مناسب باید برای جلوگیری از جدایش جریان در این مراحل بحرانی پرواز صورت گیرد ، حتی در برامد کارایی سرعت بالا کاهش یابد.

یکی از این اقدامات برای افزایش سطح مقطع ورودی ، بهبود یافتن برای نیاز تطابق داشتن جریان هوای موتور در تنظیمات سرعت پایین ، نیروی محوری بالای موتور می باشد. با این وجود ، کارایی سرعت بالا ضروری می باشد ، که سازگار شود. به علاوه ، انحنای ورودی در داخل مجرای ورودی جایی که ، جریان گرایش به جدایش دارد ، باید افزایش یابد. اگر به صورت درست عمل نکند ، ممکن است توسط جریان ورودی در گلوگاه ، جایی که ، سطح مقطع بسیار کوچک می باشد ، باعث انسداد شود ؛ به سرعت صوت برسد (تأثیر انسداد در ادامه ، در فصل دهانه مطرح شده است).

اقدام دیگر که در آزمایش ، مؤثر واقع شده ، به ویژه توسط نوک پوزه ورودی های سرعت بالا ، مقدمه ای برای ادامه ی بخش دوم مجرای ورودی که در نیروی محوری بالا ، سرعت پایین یا شرایط برخاستن باز می شود، می باشد. گردنده توسط اختلاف فشار میان مجرای ورودی و جریان بیرونی ، چند درب با عملکرد فنری ، اطراف ورودی هواکش ، به داخل برای رساندن به گذرگاه دوم مجرا های جریان ، که برای افزایش تأثیر سطح مقطع ورودی و ، از این رو ، جریان هوا می باشد ، باز می شوند. توسط استفاده ی اضافی جلوگیری از جریان هوای ابتدایی از رسیدن به سرعت های زیاد ، در یک زمان ، جریان عبوری در تمام سطح مقطع ورودی کاهش می یابد. (عملکرد این اقدام چندان برای هواپیما های مدرن ترابری تجاری ، طول نمی کشد ، زیرا افزایش سر و صدا کمپرسور ، باعث فرار از اولین و دومین مجرای ورودی می شود.)

ما هم اکنون نگاهی به دو نمونه ی سخت افزاری که به صورت پیچیده شرح داده شده ، ورودی های هوای ساب سونیک ، می پردازیم.

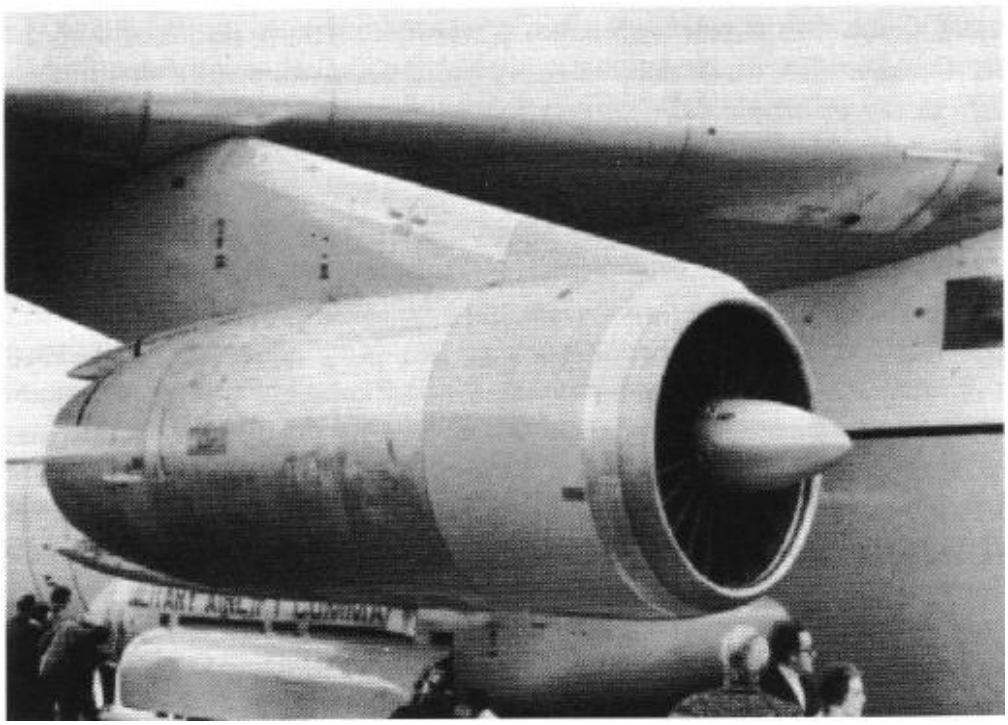
ابتدا ورودی هواپیمای ارتشی Lockheed C-141 Starlfter را شرح می دهیم. این ورودی به صورت ویژه ای قابل توجه می باشد ، به دلیل مجرای بسیار کوتاه آن ، که توسط Lockheed با « ورودی طول صفر » مشخص گشته ، که توانسته یک کارایی بالا آیرودینامیکی به همراه ساختار سبک رافراهم کند (شکل ۳-۳). به دلیل کوچک بودن شعاع ، لبه ی ورودی دارای لبه ی تیزی می شود ، که ساخت یک سیستم ورودی دوم ، که در نرخ جریان هوای بالا ، توسط ایستایی هواپیما یا در سرعت پایین به داخل ، تأثیر می گذارد را ، ضروری می سازد. شکاف تعبیه شده ی ورودی ، شامل ۱۲ قسمت درب های لولایی بیرونی ، در هواکش می باشد. باز شدن مجدد درب ها توسط نیروی فنری است ؛ اگر افت فشار ، میان فشار استاتیکی به سمت درب های موتور ، نسبت به سمت خارجی درب ها ، موجود باشد. زمانی که درب ها باز هستند ، جریان اضافه ی عبور کرده از دهانه

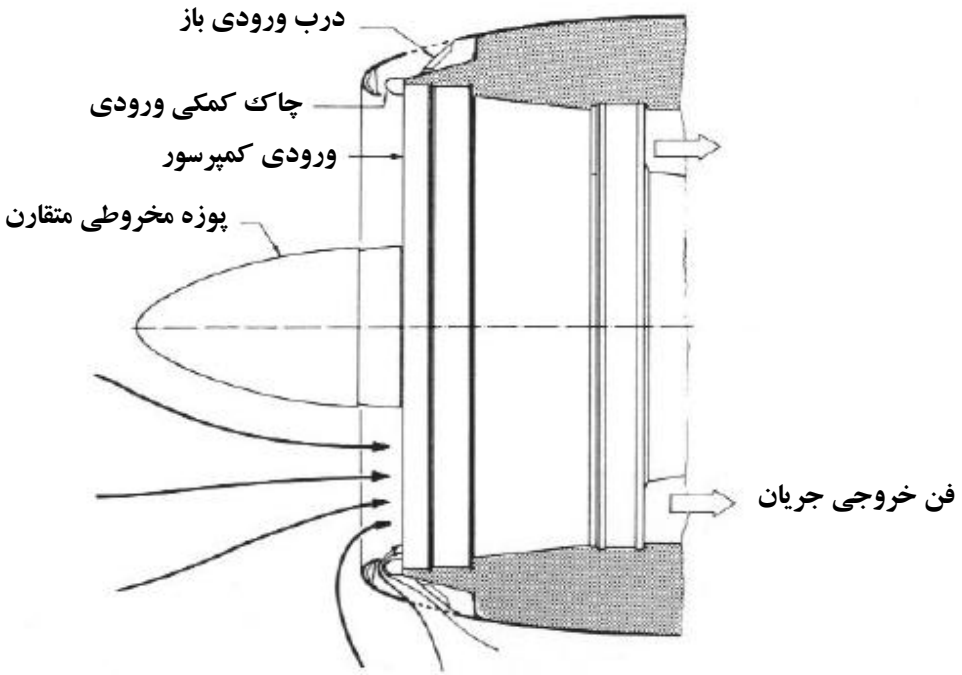
شکلی (به این معنا ، مساحت کاهش یافته در روش مسیر جریان مستقیم)، فراهم شده است ، که محیط پیرامون مجرای ورودی جلو سطح کمپرسور را ، محدود کند.

جالب است که بدانیم ، دلیل طراحی کوتاه مجرا ، این است که ، همکاری کوچکی در وزن هواپیما داشته باشد. پاسخ در نیاز های هواپیما و انواع ویژگی های موتور یافت می شود. مدل ترابری C-141 ، برای پرواز در سرعت ۴۳۰kt (۸۰۰km/h) طراحی شده است ، قابل توجه است که ، پایین تر از سرعت پرواز هواپیمای ترابری امروزی ، نزدیک ۹۰۰km/h (یا ۰.۸۵ ماخ در ارتفاع ۱۱km) ، می باشد. موتور Pratt & Whitney TF-33-P-7 ، از طرفی دیگر ، نسبت سرعت ورودی کمپرسور بالا، نه چندان زیاد زیر سرعت جریان آزاد را ، تحمل می کند. از آن چه که در رابطه ی سطح مقطع مجرای جریان و سرعت جریان هوا آموختیم ، ما می توانیم به سادگی این نتیجه را بگیریم که ، در مورد هواپیما ی C-141 ، مساحت سطح مقطع مجرای جریان A_2 در سطح کمپرسور ، تنها کمی بزرگ تر از سطح مقطع مجرای جریان A_0 ، جریان بالا جلو ورودی می باشد. به عبارتی دیگر ، نسبت مساحت بحرانی A_0/A_2 بسیار نزدیک به ۱ می باشد. مزیت دیگر موتور با سرعت ورودی بالا ، حذف نیاز به کاهش سرعت جریان جلو رونده در دیفیوزر می باشد ، که به صورت ضروری توسط یک کاهنده بازده آیرودینامیکی به دلیل اتلاف دینامیک سیال در مجرا ، همراه شده است.

با این وجود باید توجه داشت که ، مدل ترابری C-141 ، یک طراحی تاریخی است که نخستین پرواز آن در سال ۱۹۶۳ بود ، و وارد خدمت در سازمان USAF در سال ۱۹۶۴ شد. به همین نحو همراه با موتور ها. مدل TF-33 موتوری با نسبت کنارگذاری تنها ۱.۴:۱ بود ، که بازتابی از جدید ترین تکنولوژی در ابتدای دهه ی شصت دارد. در زمان حال ، موتور ها با نسبت های کنارگذاری ۵ و بیش تر ، همراه با کارایی بیش تری ، مورد استفاده قرار می گیرند. این موتور ها نیاز به یک ورودی دارند ، که یک مجرای کوتاه ، راه حلی برای پیش گیری می باشد. همچنین ، سر و صدایی که یک ورودی مجرای کوتاه دارد ، کم تر مورد پسند می باشد. با وجود این ، توسط تکنولوژی موجود زمان ، ورودی تشکیل دهنده ی C-141 یک شاهکار مهندسی است ، که ما حتی امروز می توانیم ، وقتی که در جستجوی راه حل پیشرفته مهندسی هستیم ، توسط جدید ترین تکنولوژی سخت افزار ، انجام دهیم.

دومین نمونه ی سخت افزار با ورودی هوای هواپیمای ترابری ارتشی Lockheed C-5 Galaxy سر و کار دارد (شکل ۴-۳). مدل C-5 به درستی پیشرو تمام هواپیما های غیر نظامی امروزی غول پیکر می باشد. مدل C-5 توسط چهار موتور ، با نسبت کنارگذاری بالا ، مدل TF-39 از شرکت General Electric با یک نسبت کنار گذاری ۸:۱ ، قدرت خود را تهیه می کرد. نخستین پرواز در سال ۱۹۶۸ بود ، و وارد به خدمت در USAF در سال ۱۹۶۹ شد.





شکل ۳-۳ ورودی هوای Lockheed C-141

زمانی که برای موتور نسبت کنارگذاری بالا ، طرح ورودی طول صفر تحقیق می شد ، روشن گردید که طراحی جلوی ورودی سطح مقطع مجرای جریان ، بسیار کوچک تر از مساحت جلوی موتور بزرگ است ، و ساخت عملی آن ، به عنوان ورودی ، غیر ممکن می باشد. پس از مطالعه ی زیاد برای کاهش طول ، و وزن ورودی ، سازگار با کارایی مناسب سرعت پایین ، یک طرح ورودی با ترکیب جفت شکاف محوری ورودی ،

که تنها نیاز به یک ردیف درب های بیرونی باشد ، پدیدار شد. به جای کم ارزش کردن پایانی درباره ی لوله ی محوری در دیگری (مانند C-141) ، این درب ها به سمت داخل به صورت شعاعی برای دسترسی به یک زوج شکاف ، بازخواهند شد ، یکی در جلوی ورودی گلوگاه (مکانی که سطح مقطع از همه جا کوچک تر است) و دیگری در پایان دیفیوزر (شکل ۴A-۳). این طراحی ، طول ورودی را به نسبت ۲۷٪ برای بهترین رقابت تک شکاف ورودی کاهش داد. به علاوه ، کارایی ورودی ، در هر دو وضع ساکن و در طول گشت زنی ، بهبود قابل توجهی داشت. با این وجود ، کارایی برخاستن در سرعت ۰.۲ ماخ ، کمی پایین است. به دلیل میزان حساسیت بالای ظرفیت بار C-5 برای برخاستن ، و (بخش دوم) کارایی اوج گرفتن (توسط یک موتور غیر مؤثر) ، سرانجام این طرح ورودی ، کنار گذاشته شد.

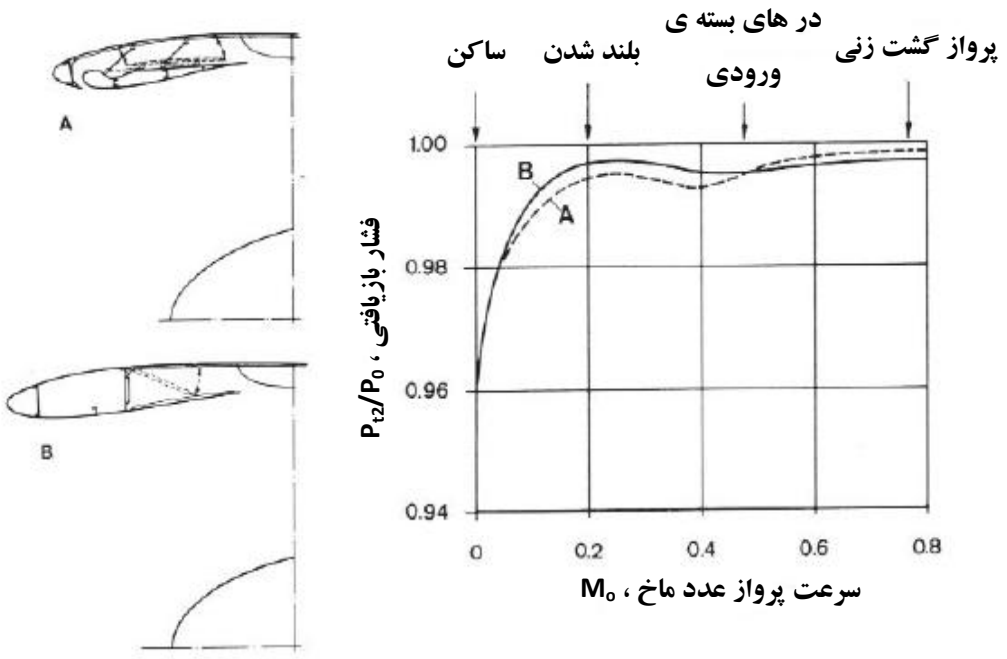
برنامه ی توسعه ی متعلق به آن زمان ، بر روی کانون یک سؤال ، مطرح بود ، که آیا مزیت های ورودی بدون شکاف مانند سادگی ، قابل اطمینان و هزینه ی کم متناوب ، می تواند توسط نیرو پسا و ذخیره ی وزن یک طرح تک شکاف ، حذف شود. جزئیات برخاستن نشان داده شده است ، که یک گهواره موتور به همراه هیچ شکافی ، نیازمند یک قطر به اندازه ی ۲.۷۴ متر (۱۰۸in) در مقایسه با قطر ۲.۶۰ متر (۱۰۲.۵in) می باشد ، اگر یک دیفیوزر خروجی منفرد ، انتخاب شده باشد. از لحاظ نیروی پسا آیرودینامیکی بزرگ تر ، افزایش مساحت جلو و بزرگ تر شدن خطر تداخل پیوستن با قطر بزرگ تر گهواره موتور ، پرواز بدون شکاف به نفع ورودی کوتاه تک شکاف ، حذف می شود (شکل ۴B-۳).

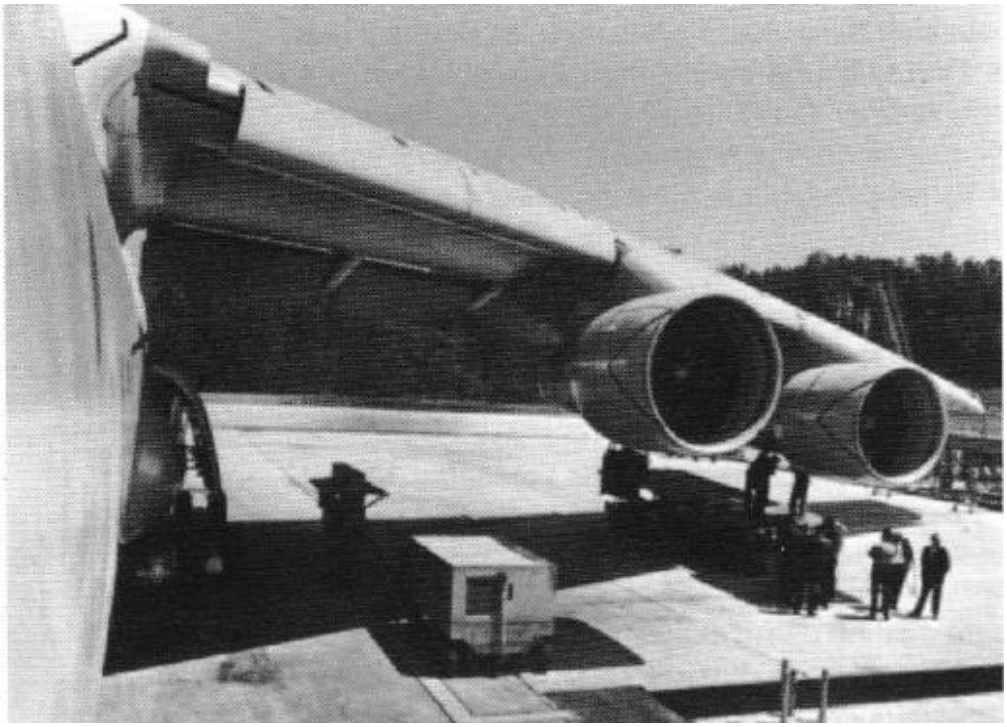
دوباره باید توجه داشت ، که دقت امروز در کاهش سر و صدا ، نیازمند پیشرفت ساخت در طراحی ورودی ، حذف شکاف های ورودی در هواپیما های حاضر امروزیست. با این وجود ، ورودی های شکاف دار یک گام رو به جلوی قابل توجه در تطبیق دادن نیاز موتور های هواپیمای ترابری با ساب سونیک بالا ، سرعت پایین و سرعت بالای جریان هوا ، بوده است. این نوع ورودی ، برای نخستین بار در هواپیما های بوئینگ ۷۴۷ به کار گرفته شد.

مزیت شکل های ورودی

پیچیدگی یک ورودی هوا ساب سونیک ، همان طور که توسط نمونه های داده شده ، اشاره شد، بدیهی است که ، ارائه دادن طرح ورودی یک کار دشوار است. با وجود پیشرفت های شگرف ساخت در زمینه ی محاسبات دینامیکی سیال ، توسط کامپیوتر ، طراحی موتور به طور اساسی تجربی باقی مانده است ، به ویژه زمانی که جدایش جریان ، مطرح باشد. برای آزمایش ها ، مقیاس مدل های ورودی در سرعت های مختلف جریان آزاد و نسبت های جریان هوا تحقیق می شود (که مطابق تنظیمات موتور است). پس از اصلاحاتی ،

بهترین شکل بهبود یافته ی ورودی انتخاب می شود ، و بر روی یک مدل واقعی تحقیق می شود. به دلیل امکان تأثیرات اندازه ، ممکن است هنوز نیاز به اصلاحات داشته باشد.





شکل ۴-۳ خصوصیات ورودی هوا Lockheed C-5A

در این بخش موضوع ارزنده تشخیص کارایی ورودی است.

یکی از مهم ترین مزیت شکل ها ، که کارایی ورودی را توصیف می کند ، فشار بازیافتی است ، که نسبت فشار مطلق در سطح کمپرسور ، p_{t2} ، تعریف شده ، و جریان جلوی ورودی را غیر مختل می کند ، p_{t0} :

$$\text{فشار بازیافتی ورودی } \Pi_{intake} = {p_{t2}}/{p_{t0}}$$

همان طور که فشار مطلق ، مجموع هر دو فشار استاتیکی و فشار دینامیکی است ، عامل فشار بازیافتی ، سنجش چگونگی تأثیر انرژی جنبشی جریان ورودی برای تبدیل به انرژی فشاری می باشد. به دلیل اصطکاک جریان هوا در تماس با دیواره ی ورودی ، همیشه فشار مطلق دارای کمی افت می باشد ، که فشار مطلق p_{t2} در انتهای ورودی (= ورودی کمپرسور یا سطح کمپرسور) کم تر از فشار مطلق جریان آزاد (p_{t0}) می باشد. هدف از طراحی خوب ورودی برای کاهش اتلاف سیال توسط مجرای ورودی و شکل پوزه مناسب ، برای تهیه کردن عامل فشار بازیافتی ، مانند نزدیک شدن به شماره یک ، ۱ ، در صورت امکان می باشد.

عامل مهم فشار بازیافتی زمانی که ورودی هواپیمای ترابری ارتشی Lockheed C-5A دوباره مورد مطالعه قرار گرفت ، نشان داده شد (شکل ۴-۳). ورودی کوتاه تر ، توسط دو شکاف ورودی یدکی این نتیجه را نشان می دهد که ، نسبت به تک شکاف طراحی شده در هر دو کاربرد ایستا و سرعت بالا به طور واضح برتری دارد. با این وجود ، در وضعیت بحرانی بلند شدن[۱] و بخش دوم اوج گرفتن (با یک موتور بی اثر) ، کارایی ورودی پایین آمده ، و این تصمیم نهایی برای برگشت به سوی طراحی سنگین تر تک شکاف ، می باشد.

جریان ورودی در سطح مقطع خروجی ورودی یکنواخت نمی باشد. با تغییرات تنظیمات موتور ، بخش های کم فشار یا پرفشار در سرعت های مختلف در وضعیت و شدت خروج ، گسترش می یابد. بنابراین ، میدان جریان همیشه چند درجه انحراف را نشان می دهد ، که کارایی موتور کاهش می یابد. برای محافظت از موتور در برابر تکان خوردن[۲] که توسط انحراف رخ می دهد ، یک شاخص انحراف[۳] توسط سازنده تعیین شده است ، که اپراتور باید آن را ملاحظه کند. تیغه های کمپروسور ممکن است به شدت ارتعاش کنند یا حتی بشکنند ، زمانی که با سرعت بالا از میان میدان جریان غیر یکنواخت عبور می کنند. یک کاربرد گسترده ی مزیت شکل که انحراف زاویه را محدود می کند ، برای تحمل کردن توسط یک موتور مخصوص است ، پارامتر DC60 که از اندازه گیری فشار مطلق داخل ورودی تعیین می شود (شکل ۵-۳). پارامتر DC60 به صورت زیر تعریف می شود:

---

[۱] Liftt – off: نیروی برا (بلند شدن هواپیما یا موشک)

[۲] Surging

[۳] Distortion index

$$DC60=\frac{p_{t,av}-p_{t,60min}}{q}$$

در اصطلاح $p_{t,av}$ میانگین فشار مطلق در ورودی ، اندازه گیری شده توسط دستگاه مانومتر که معمولاً دارای شش بازو می باشد ، است. فشار $p_{t,60min}$ نیز مقدار میانگینی است ، که به این صورت تعریف می شود:

همراه هر شش بازوی دستگاه ، یک فشار شعاعی تقسیم شونده ، توسط چند شیر فشار اندازه گیری می شود. برای هر فشار شعاعی تقسیم شده ، میانگینی تعیین می شود و نقشه ای مانند یک کمان دایره رسم می کند. سپس یک قطاع ۶۰ درجه ای انتخاب می شود ، که کم ترین فشار مطلق و بیش ترین اتلاف سیال را نشان می دهد.

اختلاف بین این دو فشار ، بیش ترین خطا از یک میانگین و تعریف پارامتر DC60 را می دهد. در پایان ، به دلیل این که پارامتر DC60 بی بعد می باشد ، اختلاف باید به فشار دینامیکی میانگین حاصل از فشار استاتیکی عبوری اندازه گیری شده ی بخش ورودی بازگردد.

برای نمونه ما ورودی هواپیمای VFW 614 را ملاحظه می کنیم. برای توربوفن M45H ، سازنده ی آن رولزورویس ، تضمین کرده است که اگر پارامتر DC60 کم تر از ۰.۳ باشد ، عملکرد موتور ، فاقد از ضربان می باشد. انحراف ورودی در تونل باد که از شش بازو دستگاه استفاده می کند ، اندازه گیری می شود.

با این ملاحظات ما می خواهیم دوره آموزشی کوتاهمان ، در باره ی ورودی ساب سونیک به پایان برسانیم. در ادامه ی بخش ها ، ما به ورودی های سوپر سونیک خواهیم پرداخت.

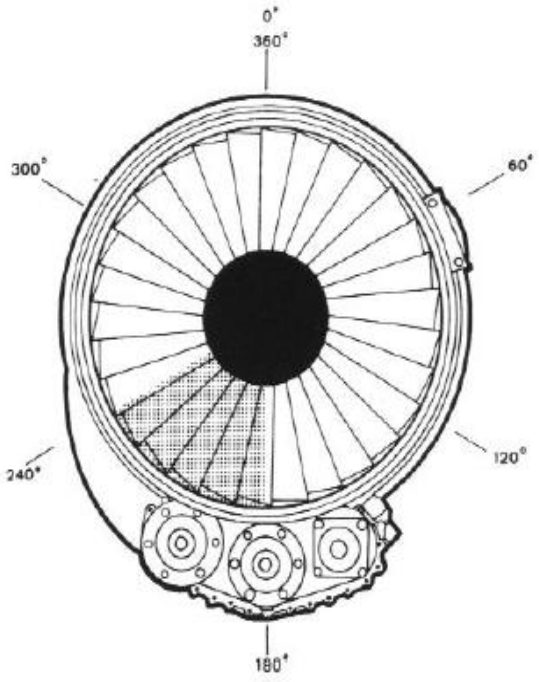
۳.۲ جریان های سوپر سونیک

زمانی که سرعت یک جسم در هوا ، بیش تر از سرعت صوت باشد ، یک واکنش متفاوت از هوا نسبت به زمانی که در سرعت ساب سونیک پرواز می کند ، تجربه خواهد کرد. به دلیل مجوز هواپیما برای پرواز در سرعت های سوپر سونیک ، شکل آن ها باید برای خصوصیات ویژه ی جریان سوپر سونیک ، تطبیق داشته باشد. این موضوع به ویژه برای ورودی هوا درست می باشد.

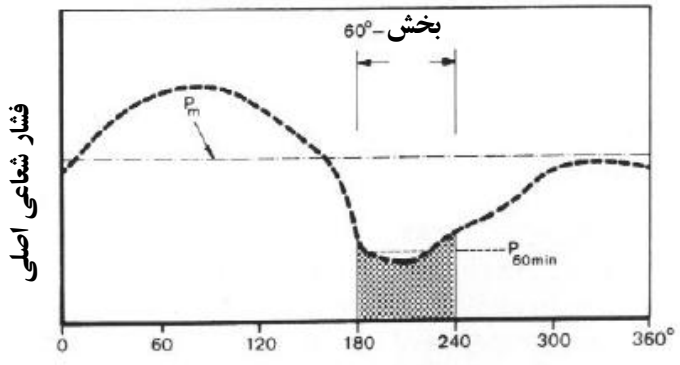
پیش از ملاحظه ی آیرودینامیکی ورودی ، به یک بررسی مختصر ، از نوعی ترکیب از جریان های سوپر سونیک می پردازیم. برای درک این چنین جریان هایی ، از یک صفت گاز ، که تراکم پذیری می باشد ، می توان استفاده کرد. زمانی که فشاری بر گاز اعمال می شود ، بیش تر مولکول های گاز در حجم داده شده ، جمع می شوند. یک مایع ، به دلیل مقابله کردن مولکول هایش ، بسیار تراکم ناپذیر می باشد.

۳.۲.۱ سرعت صوت و عدد ماخ

فرض می کنیم که یک منبع تولید کننده ی صوت ، فشار کمی را به هوا وارد می کند ، مانند ایجاد صدا توسط انسان برای سخن گفتن. ما براساس تجربه می دانیم ، که انتشار یک صوت ، یک وقفه ی قابل تشخیص را خواهد داشت. ما انتشار یک صاعقه را در همان زمان می بینیم (= اختلال) ، اما صدای آن (رعد)، کمی دیر تر شنیده می شود. سرعت در چنین اختلالات فشاری یا حرکت امواج صوت در یک سیال واسطه ، سرعت صوت نامیده می شود. زمانی که سیال واسطه ، هوا می باشد ، سرعت صوت بسیار وابسته به دمای مطلق t_t است ، و به سادگی می توان آن را محاسبه کرد:



پارامتر انحراف $DC60=\frac{P_m - P_{60min}}{q}$

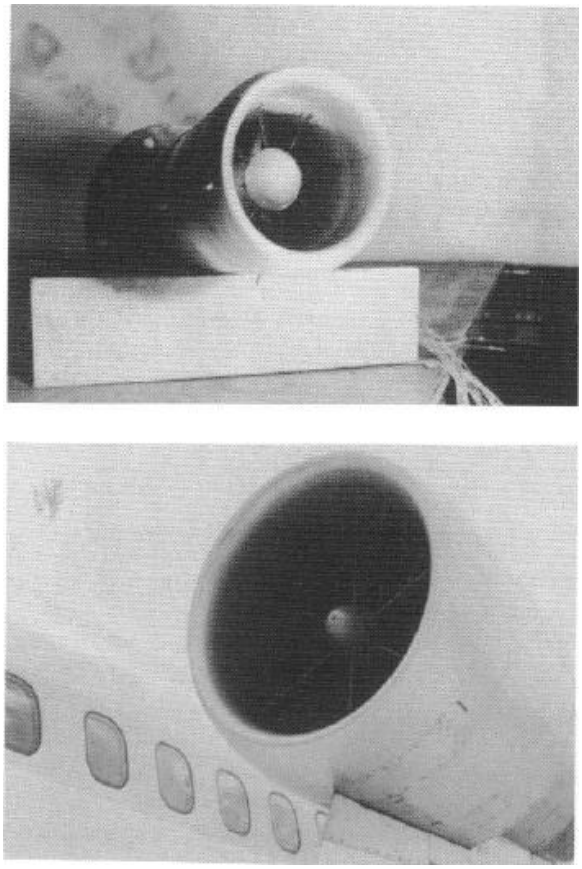


شکل ۵-۳ شرح عامل انحراف

- سرعت صوت $a = \sqrt{\kappa R t_t}\ m/s$
- نسبت گرمای ویژه (کتاب های درسی را ببینید) $\kappa = {c_p}/{c_v}$
- R برای هوا ، ثابت گاز R = ۲۸۷ j/kg K
- دمای مطلق ، درجه کلوین K t_t

در آحاد سیستم انگلیسی ، سرعت صوت به این صورت محاسبه می شود:

- سرعت صوت $a = \sqrt{\kappa g R t_t}$
- نسبت گرمای ویژه (مانند گذشته) $\kappa = {c_p}/{c_v}$
- R برای هوا ، ثابت گاز R = ۵۳.۳ ft lb/lb ^{o}R
- g ، گرانش زمین g = ۳۲.۱۷ ft/sec^2
- دمای مطلق در درجه رانکین ،R، $t_t(^oR) = t^oF + 459$ t_t



شکل ۶-۳ شیر های فشار دستگاه مدل ورودی و تمام اندازه ی ورودی

مثال

الف) محاسبه سرعت صوت در سطح دریا برای اتمسفر استاندارد

دمای اتمسفر استاندارد در سطح دریا:

$$t = 15\ ^oC = 273 + 15 = 288K$$

سرعت صوت $a = \sqrt{1.4 \times 287 \times 288} = 340\ m/s$

ملاحظات بعد:

$$\sqrt{\frac{JK}{kgK}}\sqrt{\frac{Nm}{J}}\sqrt{\frac{mkg}{Ns^2}} = \sqrt{\frac{m^2}{s^2}} = \frac{m}{s}$$

آحاد انگلیسی:

دمای سطح دریا: $t = 59^oF = 459 + 59 = 518\ ^OR$

سرعت صوت: $a = \sqrt{1.4 \times 32.7 \times 53.3 \times 518} = 1115\ ft/s$

ب) محاسبه ی سرعت صوت در ارتفاع ۱۱ کیلومتری برای اتمسفر استاندارد

دمای اتمسفر استاندارد در ارتفاع ۱۱ کیلومتری:

$$t = -56.5\ ^oC = 273 - 56.5 = 216.5\ K$$

سرعت صوت: $a = \sqrt{1.4 \times 287 \times 216.5} = 295\ m/s$

نمونه ی یکسان در آحاد انگلیسی:

دمای اتمسفر استاندارد در ارتفاع ۳۶۰۸۹ فوتی (= ۱۱ کیلومتری):

$$t = 389.7\ R$$

سرعت صوت: $a = \sqrt{1.4 \times 32.17 \times 53.3 \times 389.7} = 967\ ft/s$

می توان به سادگی ملاحظه کرد ، که کاهش دما توسط ارتفاع ، کاهش سرعت صوت را نیز ، شامل می شود.

به دلیل رابطه ی آشکار متقابل فشار ، چگالی و دما ، توسط معادله ی پایه ی گاز کامل $R \times t = {}^{p}/_{\rho}$ ، R ثابت گاز و t دما در اصطلاح برای سرعت صوت ممکن است ، توسط p فشار و ρ چگالی جانشین شود. بنابراین سرعت صوت به صورت زیر بیان می شود:

$$\text{سرعت صوت } a = \sqrt{\kappa \frac{p}{\rho}}$$

این عبارت برای توضیح سرعت بیش تر واضح و تأثیر گذار بر مهم ترین ویژگی هوا است ، زمانی که ، در سرعت های بالا رفتار می کند ، برای مثال در تراکم پذیری ، اصولاً از طریق فشار و چگالی بیان می شود. زمانی که یک هواپیما در سرعت پایین پرواز می کند ، تأثیر تراکم پذیری ناچیز است ؛ چگالی هوا به طور قابل ملاحظه ، مانند جریان هوا در طول هواپیما ، تغییر نمی کند. با این وجود ، اگر ، سرعت هواپیما به میزان کافی بالا باشد ، هوا بیش از این نمی تواند ، متراکم شود. نتیجه ی ابتدایی ، افزایش در نیروی پسا را نشان می دهد ، اما همچنان در یک رفتار متفاوت ، از کیفیت حرکت هواپیما است. بنابراین ، یک خلبان ، بایستی بداند که ، اگر هواپیمای او تحت تأثیر تراکم پذیری قرار گیرد ، چگونه به طور تجربی ، وارد عمل شود.

به دلیل رفتار خاص هوا ، که به ارتفاع وابسته می باشد ، سرعت پرواز ، تنها توسط شاخص تأثیر تراکم پذیری ، قابل اطمینان نیست. با این وجود ، زمانی که به سرعت صوت می رسد ، یک دستگاه اندازه گیری تأثیر ارتفاع ، آیرودینامیک هواپیما را فراهم می کند. این نسبت سرعت جریان هوا و سرعت صوت را به احترام فیزیک دان استرالیایی آقای ارنست ماخ[1] (۱۹۱۶ – ۱۸۳۸) ، عدد ماخ نامیده اند:

$$\text{عدد ماخ } M = \frac{\text{سرعت جریان هوا}}{\text{سرعت صوت}} = \frac{V}{a}$$

به دلیل نسبت هر دو ، سرعت می باشد ، عدد ماخ بی بعد است. طراحی هواپیما برای پرواز ، تنها در سرعت های ساب سونیک (تقریباً تمام هواپیما های مسافری) در اعداد ماخ پایین تر از یک ، پرواز می کنند ($M < 1$) ؛ در حالی که هواپیمای جنگی سوپرسونیک و هواپیمای کانکورد ، توانایی پرواز در اعداد ماخ بیش از یک ، را دارند ($M>1$).

[1] Ernest Mach

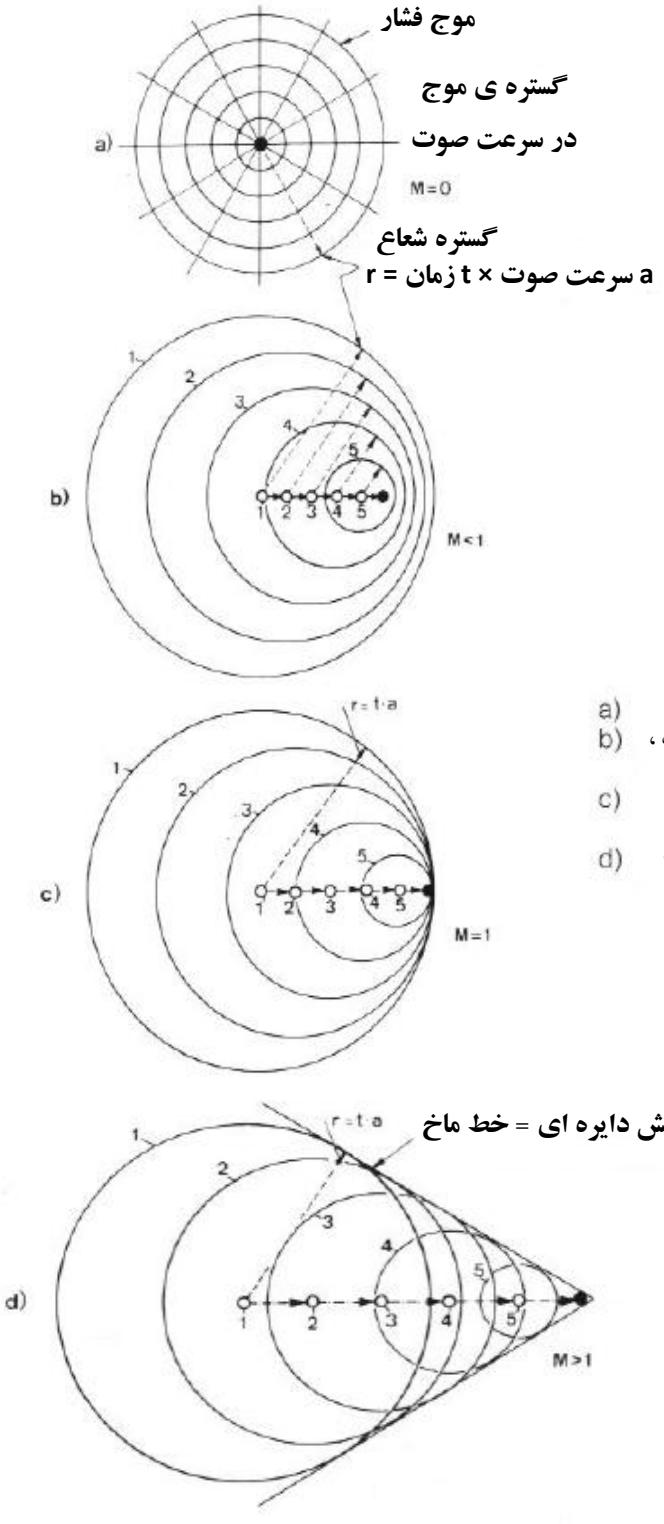
۳.۲.۲ امواج فشار در هوا

تفاوت اصلی در وابسته بودن پدیده ها ، همراه با سرعت های پرواز ساب سونیک و سوپرسونیک ، ممکن است از لحاظ کیفیت توسط مشاهده ی امواج صوت یا فشار ناشی از فواصل منظم از یک منبع نقطه ی فرضی توضیح داده شده باشد (شکل ۷-۳). اگر منبع در حرکت نباشد ، انتشار امواج صوت به صورت گوی شکل ، در تمام جهت ها ، درسرعت صوت می باشد. زمانی که به صورت یک سطح دو بعدی تکثیر می شود ، ملاحظه می گردد ، امواجی پی در پی دایره ای ، منبسط شونده شکل می گیرد ، مانند امواجی که از انداختن سنگ در داخل آب تشکیل می گردد (شکل ۷a-۳).

حال منبع را در حرکت (از چپ به راست) ازمیان هوای ساکن ، در سرعتی پایین تر از سرعت صوت ، به این معنا که کم تر از سرعت انتشار امواج فشاری ، که از آن منبع ناشی می شود ، ملاحظه کنید (شکل ۷b-۳). شکل نشان داده شده ، موقعیت آنی منبع در مکان نشان داده شده را ، همراه با امواج تولید شده ، زمانی که منبع در مکانی مناسب ، از مسیر پروازش بوده است ، را وصف می کند (از ۱ تا ۵). همان طور که منبع در یک سرعت پایین تر از سرعت صوت در حال حرکت است ، خط موج در مسیر پرواز ، همیشه در امتداد منبع می باشد. بنابراین اگر ، هواپیمایی با سرعت ساب سونیک ، به بیننده ای نزیک شود ، نه تنها دیده می شود ، بلکه توسط او شنیده هم می شود.

این مورد چندان طول نمی کشد ، اگر منبع متحرک به درستی در سرعت صوت حرکت کند (شکل ۷c-۳). پرواز یک هواپیما در ماخ یک (عدد یک) با امواج صوتی تولید شده ، در یک مسیر رقابت می کنند. این امواج در داخل یک خط موج قوی ، همراه هواپیما متراکم شده اند. همان گونه که هواپیما به بیننده نزدیک می شود، ممکن است مشاهده شود ، اما برای او قابل شنیدن نخواهد بود تا زمانی که همراه با صدای غرش عبور کند.

حال به موضوع هواپیمایی که در یک سرعت بیش تر از سرعت صوت ، در حرکت باشد ، می پردازیم ، به این معنا که (شکل ۷d-۳) $M > 1$ باشد. تمام جبهه های موج متوالی ایجاد شده هواپیما دارای سرعت کم تری نسبت به هم هستند ، و به دلیل سرعت پایین آن ها ، نمی توانند از یکدیگر پیشی گیرند. در نتیجه ، در هر موقعیت پی در پی ، یک هواپیما که در سرعت سوپرسونیک پرواز می کند بیرون ، و جلو تر از جبهه های موج تولید شده توسط خود ، می باشد.



a) منبع صوت در حالت ساکن ، M = 0

b) منبع در حال حرکت در سرعت ساب سونیک ، M < 1

c) منبع در حال حرکت در سرعت صوت ، M = 1

d) منبع در حال حرکت با سرعت سوپر سونیک ، M > 1

شکل ۷-۳ گستره ی موج فشار

تمام جبهه های موج مرکب ، توسط یک سطح مخروطی شکل ، که به آن مخروط ماخ[۱] گفته می شود ، احاطه شده است ، که همراه با هواپیما در حال حرکت است. هر اختلالی یا موج صدای تولید شده در حدود مخروط ماخ ، محدود می شود. نیمساز مخروط را ، زاویه ی ماخ[۲] می نامند. هر چه زاویه ی ماخ کوچک تر باشد ، هواپیما سریع تر پرواز می کند. در نواحی بیرون از مخروط ماخ ، هوا توسط حرکت هواپیما ، بی تأثیر می شود.

در بحث پیش قصد داشتیم ، مفاهیم اصلی پدیده های جریان سوپرسونیک را ارائه دهیم ، برای این که درک ساده ای از رفتار هواپیما در سرعت های بالا را به دست بیاوریم.

۳.۲.۳ ضربه تراکم (شک تراکم)

تحت شرایط معینی ، تراکم پذیری یک سیال مانند هوا ، ممکن است حالت آن را ، ناگهانی تغییر دهد. یک نمونه ی بارز ، انفجار موج می باشد (سر و صدای تولید شده).

امواج صوت انحرافات کوچکی را مطرح می کنند ، که با سرعت صوت منتشر می شوند. با این وجود ، انحرافات ناگهانی با امواج انفجاری ، که ممکن است در سرعت های بیش از سرعت صوت ، منتشر شوند ، وابسته اند. به دلیل گرادیان بزرگ فشار ، که توسط این چنین امواج رخ می دهد ، آن ها را به صورت یک صدای سوپرسونیک[۳] می توان شنید ، و این پدیده را موج ضربه تراکم پذیر[۴] می نامند. یک مثال آشنا ، پدیده ی صدای صوت[۵] است ، که توسط پرواز سریع هواپیما رخ می دهد.

ضربه ی تراکم پذیر عمودی

یک لوله خیالی که در داخل آن حرکت جریان هوا سریع تر از سرعت صوت باشد ، $M > ۱$ را ملاحظه کنید(شکل ۸-۳). در بعضی از قسمت های لوله ، یک پدیده ی موج ضربه ی تراکم پذیر ، ممکن است مانند یک جبهه ی موج ساکن به وجود آید.

بیش ترین تأثیر قابل توجه این است که در یک زمان یکسان ، افزایش ناگهانی فشار و چگالی را با هم داشته باشیم (فشار استاتیکی) ($p_2 > p_1$) ، این پدیده را ضربه تراکم پذیر می نامند.

---

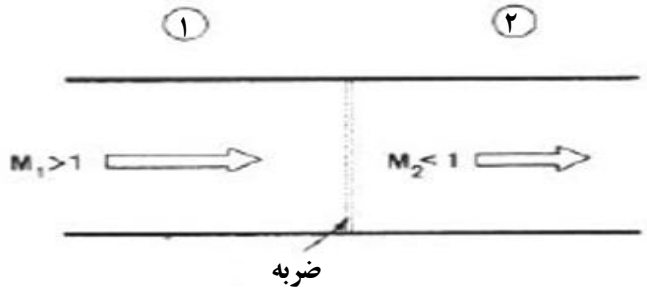
[۱] Mach cone

[۲] Mach angle

[۳] Supersonic bang

[۴] Compression shockwave

[۵] Sonic boom (انفجار صوت یا شکستن دیوار صوتی)



متغیر حالت	پیش از ضربه	پس از ضربه
فشار	P_1 , P_{t1}	P_2 , P_{t2}
دما	t_1 , T_{t1}	t_2 , T_{t2}
چگالی	ς_1	ς_2

شکل ۸-۳ ضربه تراکم پذیر عمودی

انرژی مورد نیاز برای تراکم جریان ، از انرژی جنبشی که ، جریان هوای تسخیر شده ی جریان بالای موج ضربه ، استخراج می گردد. در نتیجه ، جریان هوا ، زمانی که از خط موج[۱] عبور می کند ، به طور ناگهانی سرعت آن کاهش می یابد. با این وجود ، تمام انرژی جنبشی به انرژی فشاری تبدیل نمی شود. مشاهده می شود ، که مقداری به گرمای (غیر قابل استفاده) تبدیل می شود ، بنابراین دمای ایستایی بیش تر از شرایط ایده آل ، افزایش می یابد ($t_2 > t_1$). در تئوری ترمودینامیک ، جریان آیزنتروپیک[۲] نامیده می شود.

بر خلاف افزایش دمای استاتیکی ، در هنگام عبور از ضربه ، دمای مطلق تغییر نمی کند ، $t_{t2} = t_{t1}$. علت این است که انرژی جریان ، اگر ، نه گرما و نه کار مکانیکی اضافه شود ، یا از آن استخراج شود، ثابت باقی می ماند. به عبارت دیگر ، انرژی داخل سیستم محصور شده ، نمی تواند ناپدید شود. و دمای مطلق نماینده ی انرژی می باشد. انرژی مطلق جریان به طور عادی توسط دو عبارت توضیح داده شده است:

الف) محتوای گرمای آن (معمولاً آنتالپی مشخص می کند) $c_p\ t$ ، که برابر است با مجموع انرژی داخلی $c_v\ t$ که توسط حرکت مولکولی به علاوه ی انرژی فشاری جریان ، p/ρ می باشد.

ب) انرژی جنبشی جریان ، توسط سرعت آن ، V بیان می شود $V^2/2$.

اگر جریان آورده شده به طور کامل ساکن باشد ، که $V = 0$ ، انرژی جنبشی برای افزایش آنتالپی تبدیل می شود ، که به صورت مطلق یا آنتالپی سکون $c_p\ t_t$ ، توسط دمای مطلق t_t یا سکون شکل می گیرد. این یک

[۱] Shock front: مرز میان اختلال دو فشار که توسط یک انفجار به وجود می آید.

[۲] Isentropic

فرضیه ی خیالی است ، همان طور که گاز پیوسته ی جریان عبوری از ضربه ، اما نظریه ممکن است بهتر برای فهمیدن پدیده های انرژی به کار رود. پس از عبور از خط موج ، فشار و چگالی به طور ناگهانی افزایش می یابد ، همچنین باعث افزایش دمای ایستایی t و سپس محتوای گرمایی می شود. در یک زمان ، سرعت و انرژی جنبشی کاهش می یابد. اگر گرما راه فراری نداشته باشد ، دمای مطلق در هر دو طرف ضربه برابر می شود ($c_p\ t_{t1} = c_p\ t_{t2}$).

مقایسه ی خصوصیات دمای استاتیکی در بالا بیان شد ، فشار ایستایی با عبور جریان از ضربه عمودی کاهش خواهد یافت. به یاد می آوریم که فشار مطلق ، ترکیبی از فشار استاتیکی p و فشار دینامیکی $q = 1/2\ \rho V^2$ است(ρ چگالی و V سرعت). اگر هم هیچ گرمایی ، از جریان استخراج نشود ، با این حال مبادله ی گرمایی ، در داخل موج ضربه ی بسیار نازک ، واقع می شود ، به سبب کندی فرایند ، بدون گرمای اضافه ، بلکه همراه با آن ، اتفاق نمی افتد. در راستای این ممانعت جریان ، از رسیدن به میزان مقدور فشار و چگالی بدون گرمای اضافه ، فرایند شبیه جریانی در داخل یک دیفیوزر عمل می کند ، که گرما به دلیل اصطکاک اتلافی ، به جریان منتقل می شود.

باید توجه داشت که میزان افت در فشار مطلق همراه با افزایش عدد ماخ در جلوی ضربه عمودی افزایش می یابد. این نکته ، زمانی که در انتخاب نوع ورودی برای یک هواپیمای سوپرسونیک می باشد ، است.

یک ویژگی دیگر ضربه تراکم پذیر عمودی این است که:

الف) جریان پایین موج ضربه ، جریانی است همیشه ساب سونیک ، و سرعت جریان سوپرسونیک ، جریان بالای ضربه است.

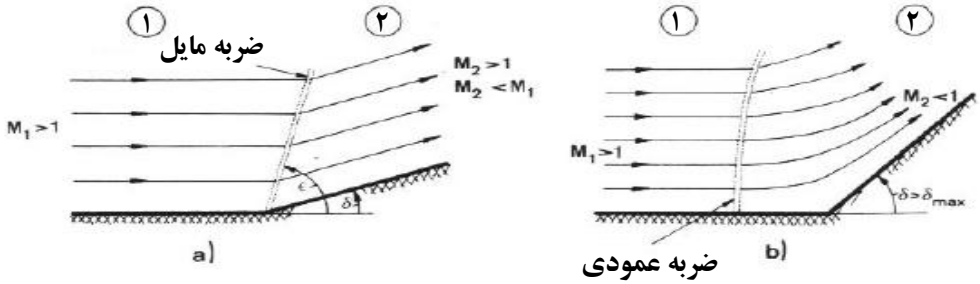
ب) جریان ، راستای خود را در عبور از ضربه تغییر نمی دهد.

به دلیل واکنش حساس موتور های جت ، برای اختلالات جریان ، افت در فشار مطلق ، نگرانی بزرگی برای طراح هواپیمای سوپرسونیک می باشد. به این موضوع در بخش های آینده خواهیم پرداخت. پیش از آن ، ما بحث خواهیم کرد ، که چطور یک جریان سوپرسونیک می تواند باعث کاهش بیش تر بهره وری با عبور از یک ضربه تراکم پذیر مایل شود ، یک روشی که نگرانی زیادی در طراحی یک ورودی سوپرسونیک ایجاد کرده است.

ضربه تراکم پذیر مایل

یک ویژگی ضربه عمودی که پیش از این بحث شد ، سطح صاف مانند خط موج است ، که به صورت عمودی در راستای جریان می باشد ، و زمانی که جریانی از خط موج می گذرد ، تغییر جهت نمی دهد. با این وجود در موارد کاربردی بسیاری ، یک جریان سوپرسونیک مجبور می شود که راستای خود را تغییر دهد ، برای نمونه ، زمانی که به یک بال نزدیک می شود ، توسط تأثیرات وجود فیزیک محض ، یک جابه جایی جریان رخ می دهد. جایی که این رویداد رخ می دهد ، یک موج ضربه ای که در بعضی زاویه های مایل ، همراه با رجوع به راستای جریان آزاد ، گسترش می یابد. یک موج ضربه ، هم چنین اگر یک گاز باشد ، تشکیل می شود ، که در سرعت سوپرسونیک در طول یک دیوار جریان دارد ، مجبور می شود تا در یک گوشه ی برامده تغییر راستا دهد (شکل ۹-۳). به سبب زاویه ی مایل ضربه ، (بر خلاف زاویه ی عمودی یک ضربه عمودی) این موج ضربه ، یک ضربه تراکم پذیر مایل[1] نام گذاری شده است.

تفاوت اصلی آن از ضربه عمودی ، تغییر در راستا ، در زمانی که جریان از جبهه عبور می کند ، است. اما خالت ناپایداری های گاز (فشار ، چگالی ، دما و ...) به طور یکسانی با ضربه عمودی تغییر می کنند ، اگر چه اهمیت تغییرات بسیار کم باشد. به طور کلی ، شدت ضربه مایل به بزرگی ضربه عمودی نمی باشد ، و به همین صورت برای افت دینامیک سیال می باشد. این نتیجه ای بزرگ است ، چرا که مفهوم ضربه مایل ، بسیار برای طراح هواپیمای سوپرسونیک جالب می باشد. خصوصیت دیگر ضربه مایل این است که ، جریان به طور کلی در حالت سوپرسونیک از ضربه عبور کرده ، اگر چه عدد ماخ کاهش یافته باشد ، به این معنا که $M_2 < M_1$ و هر دو $M_2 > 1$ و $M_1 > 1$ باشند.



شکل ۹-۳ جریان کناری سوپرسونیک

a) موج ضربه پیوسته

b) موج ضربه منفصل

[1] Oblique compression shock

شیب ضربه مایل نمی تواند به هیچ زاویه ی مطلقی برسد ، زیرا یک وابستگی منحصر بفردی میان عدد ماخ جریان آزاد M_1 ، جریان بالای ضربه ، و زاویه ی انحراف جریان وجود دارد. اگر سرعت جریان کاهش یافته ، زیر کوچک ترین عدد ماخ سوپرسونیک باشد ، یا انحراف جریان از بیش ترین زاویه تجاوز کند ، آن گاه شرایط برای ضربه مایل مطلوب ، بیش از این وجود ندارد. در این رویداد ضربه مایل سابق ، ناگهان به جریان بالا جهش می یابد ، تغییرات خصوصیت را برای برگشت به ضربه تراکم پذیر عمودی فراهم می کند ، دست کم نزدیک به دیوار ، افزایش قابل توجه در افت جریان ، ملاحظه می شود (شکل ۳-۹b). اگر شرایط ضربه ، مایل ملاحظه شود ، ضربه ای که پس از آن ، منفصل نامیده شده است ، بر خلاف پیوسته می باشد.

۳.۲.۴ جریان سوپرسونیک بر روی گوه[۱] و مخروط[۲]

در طراحی ورودی های هوای سوپرسونیک ، شرایط جریان بر روی گوه و مخروط بسیار مهم است ، همان طور که دارای هندسه ی ساده ی بدنه ها می باشند ، ساخت آن ها نیز نسبتاً ساده است. به ما اجازه دهید که ابتدا به ورودی هوا جریان سوپرسونیک بر روی یک گوه بپردازیم. این وسیله در ورودی های هوای بسیاری از هواپیما های جنگی مدرن سوپرسونیک ، مانند F-15 ، F-14 ، MiG-29 ، Su-27 و در هواپیمای سوپرسونیک مسافربری کانکورد نصب شده است.

فرض می کنیم ، که یک گوه ی نامحدود طولی را ، از کنار ، ملاحظه می کنیم ، آن را در جریان گاز سوپرسونیک غوطه ور می کنیم (شکل ۳-۱۰a). شرایط جریان در این جا ، همانند جریان کناری بوده ، که خطوط جریان ، پس از عبور از خط موج ، در همه جا مماس بر سطح مقطع گوه است، پیش از این بحث کرده ایم. به دلیل تأثیر تراکم ضربه ، طرح خطوط جریان ، جریان پایین ضربه بیش تر از جریان بالا ، متراکم است.

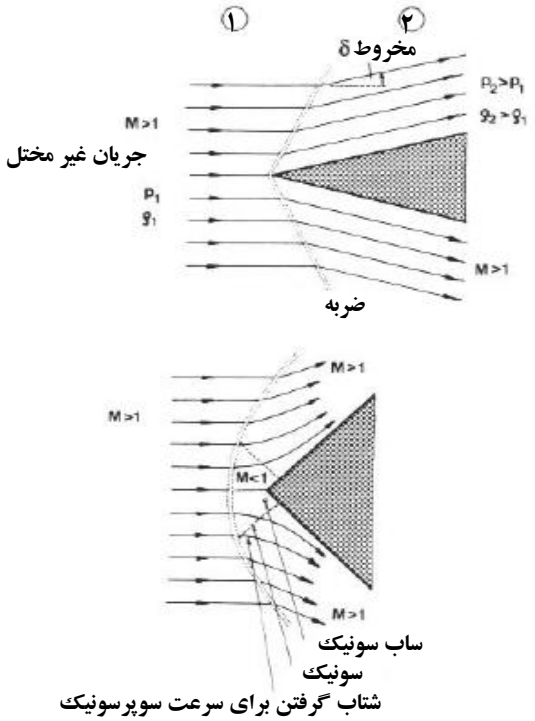
اگر زاویه ی گوه به بیش ترین میزان ممکن برای عدد ماخ مخصوص افزایش یابد ، ضربه مایل بیش از این پیوسته نخواهد ماند ، اما جهش ناگهانی جریان بالا تشکیل یک (منفصل) ضربه کمانی[۳] خواهد داد. بخش ضربه کمانی به سرعت در جلوی رأس زاویه ی گوه مانند یک ضربه عمودی ، به دلیل ناحیه ی میان ضربه و گوه برای سرعت ساب سونیک عمل می کند ، به این معنی که $M < 1$ می باشد (شکل ۳-۱۰b). نواحی مجاور سطح ضربه به مرکز ناحیه ی ضربه عمودی متصل است ، افزایش خمیدگی در راستای جریان پایین برای شکل گرفتن ضربه مایل همراه با ، سرانجام ، انحطاط به یک (کم دوام) خط ماخ (نشان داده نشده است) می باشد.

---

[۱] Wedge

[۲] Cone

[۳] Bow shock



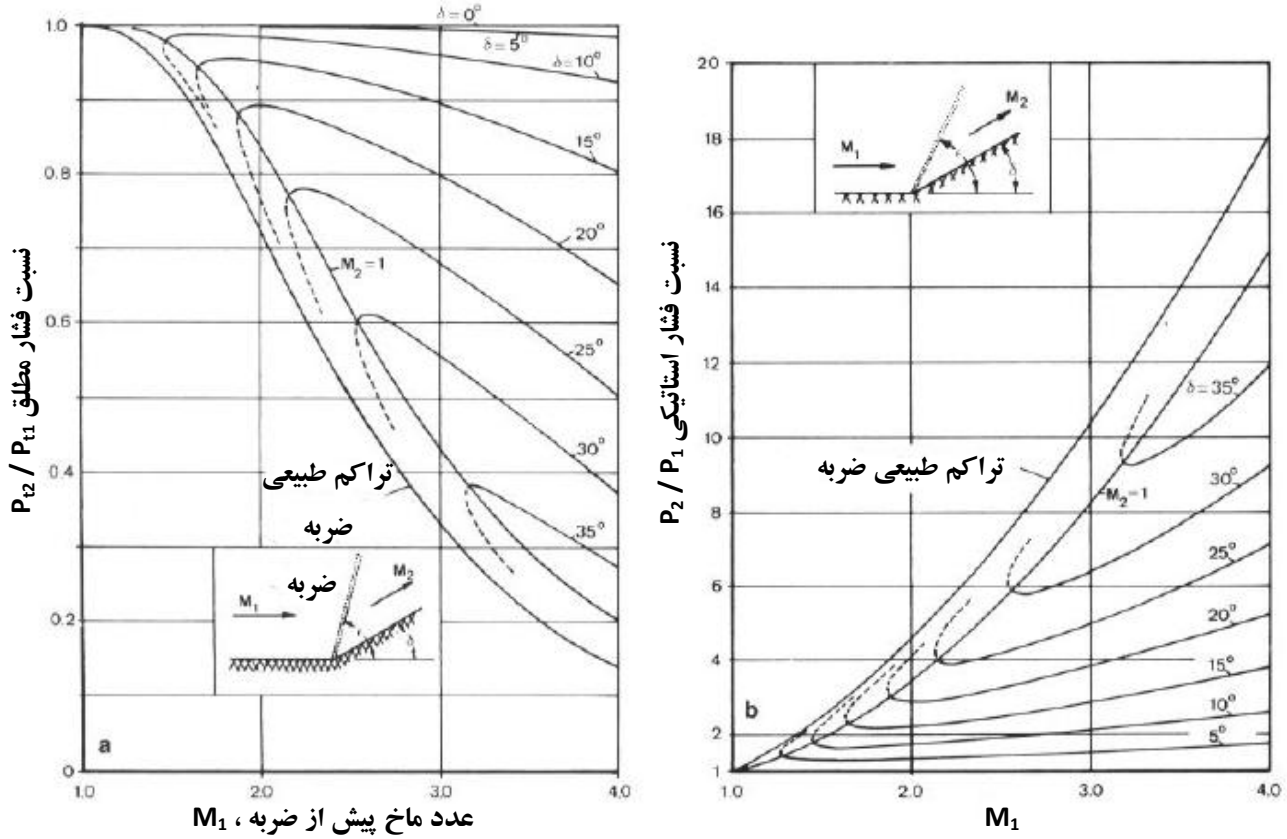
شکل ۱۰-۳ جریان سوپرسونیک بر روی گوه

a) موج ضربه ی پیوسته
b) موج ضربه ی منفصل

به دلیل افزایش مقاومت ضربه ، همچنان که ضربه مایل به حالت عمودی نزدیک می شود ، تا زمانی که ضربه عمودی در راستای جریان به ۹۰ درجه برسد ، به این معنا که ، شیب صفر ، بر این اساس نیروی پسای موج افزایش می یابد. برای طراحی هواپیما با نیروی پسای موج کم ، زاویه ی خط موج باید کوچک باشد. این نتیجه را می دهد که ، صرف نظر از عدد ماخ پرواز سوپر سونیک ، بخش های پوزه ی ورودی و بال ، باید لبه ی آن ها تیز باشد. هم اکنون می دانیم که چرا ورودی های ساب سونیک همراه با بخش های پوزه ی گرد شده ، کم تر در یک جریان سوپرسونیک مورد استفاده قرار می گیرند: ضربه موج منفصل باعث به وجود آمدن نیروی پسای زیادی می شود ، که مقدار زیاد آن توسط نیروی محوری موتور جذب می شود ، چنان که سرعت پرواز سوپرسونیک واقعاً قابل دسترسی نمی باشد.

معرفی مرسوم جریان روی گوه ، اختلاف فشار ایستایی یا نسبت فشار استاتیکی عبوری از یک ضربه مایل در برابر عدد ماخ اولیه M_1 ، برای چندین نیمساز زاویه ی گوه نشان داده شده است (شکل چپ ۱۱-۳). برای نمونه ، گوه ای با زاویه ی ۳۰ درجه ، به این معنا که دارای زاویه ی نیمساز ۱۵ درجه است ، افت فشار مطلق در عدد ماخ ۲ تنها ۵ درصد متعلق به ضربه پیوسته ($p_{t2} / p_{t1} = 0.95$) ، و ۲۸ درصد ، به ضربه منفصل بوده است (p_{t2} / p_{t1}). از سویی دیگر ، افزایش زیاد فشار استاتیکی عبوری از یک ضربه ، ظاهر می شود. با گرفتن همان

زاویه ی نیمساز گوه ی ۱۵ درجه در عدد ماخ ۲ همانند گذشته ، دو برابر فشار افزایش یافته از یک ضربه مایل عبور می کند ، اما با عبور از یک ضربه عمودی ۵ برابر می شود (شکل ۱۱-۳).



شکل ۱۱-۳ افت فشار مطلق و افزایش فشار استاتیکی به سبب موج ضربه ای

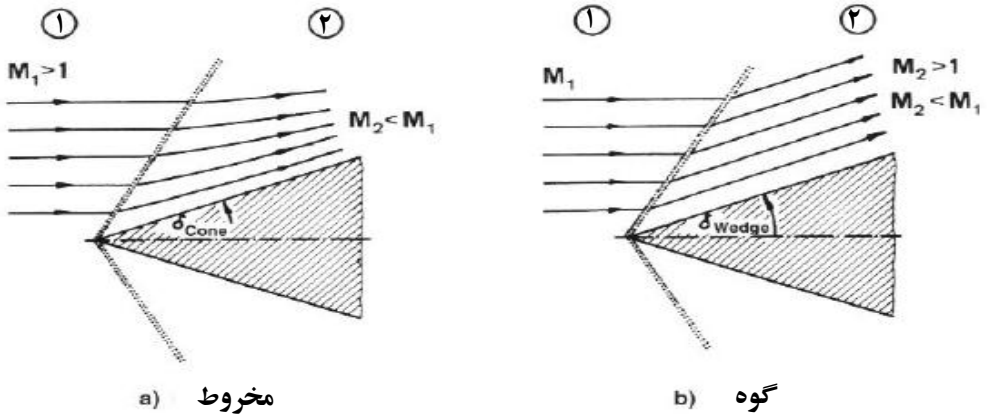
برای گوه تا این جا کافی می باشد. ما هم اکنون می خواهیم در مورد تئوری جریان کونیکال[1] ، دومین اصل مهم طراحی ورودی های سوپرسونیک بپردازیم. به یاد داریم که زمانی که خطوط جریان روی یک گوه را ملاحظه می کردیم ، راستای جریان پایین ضربه ، به صورت موازی با سطح گوه ، در تمام سطح یک گوه ی نامحدود بود. به دلیل طول گوه ، ظاهراً مفهوم کوچکی در این جریان پایه سه بعدی ، جریان روی یک گوه بار ها مانند یک جریان دو بعدی در نظر گرفته می شود ، که تعریف آن به سادگی جریان ها می باشد. در مقایسه با ، جریان روی یک مخروط ، متفاوت می باشد.

ابتدا ، چند نمونه از کاربرد های عملی را بیان می کنیم. دیفیوزر های جریان کونیکال را می توان در یک مخروط کامل ، در ورودی های مدور مانند هواپیمای اکتشافی سرعت بالای آمریکایی SR-71 ، MiG-21

[1] Conical flow: تئوری جریان های مافوق صوت روی صفحات مسطح گوشه دار.

روسیه و Lightning بریتانیا ، یافت ؛ یا در یک قطاع مخروط در مدخل های نصب شده ی کناری توسط هواپیمای جنگنده ی F-104 Starfighter آمریکا و Mirage فرانسه به کار گرفته شده است با ترکیب نصف مخروط ها ؛ حتی یک چارم شکل مخروط توسط بمب افکن F-111 آمریکا مورد آزمایش قرار گرفته است ، ملاحظه نمود. به طور کلی ، با این وجود ، هواپیما با ورودی های جریان کونیکال ، همه در گذشته طراحی شده اند.

آن چه که شکل مخروطی را بسیار جذاب نموده است ، تأثیر زیاد آن در الگوی خطوط جریانی است که به آن اشاره شد. پس از این که جریان از خط موج کونیکال گذشت ، جایی که فشار به طور ناگهانی افزایش می یابد ، در ابتدا خطوط جریان با سطح مخروط (مانند روی گوه) با یکدیگر موازی نیستند ، اما تمایل ادامه دادن در راستای راه منحنی شکل را دارد ، اما در ادامه الگوی موازی بودن جریان پایین را ، می پذیرد. تا زمانی که خطوط جریان به یکدیگر نزدیک تر می شوند ، فشار استاتیکی افزایش می یابد. ما بدین سان یک مکانیزم را ملاحظه می کینم که توسط یک جریان سوپرسونیک که از میان یک موج ضربه ای کونیکال می گذرد ناگهان از سرعتش کاسته شده و سپس به کاسته شدن سرعت پیوسته ادامه می دهد ، تا در پایان خطوط جریان با یک دیگر موازی شوند ، البته جریان هنوز در سرعت سوپرسونیک باقی می ماند (شکل ۱۲-۳).



شکل ۱۲-۳ تراکم جریان سوپرسونیک بر روی مخروط و گوه

بیش ترین مزیت یک جریان کونیکال (سوپرسونیک) این است که یک افت فشار مطلق کم تر (زمانی که با یک گوه با یک نیمساز یکسان مشابه ، مقایسه می شود) ، با یکدیگر این نتیجه را می دهد که یک ضربه کونیکال اعداد ماخ پایین تر را تقویت کند ، تا به صورت منفصل درآید و تشکیل یک موج ضربه افت-بالا بدهد. یک مزیت زیادی که جریان کونیکال دارد این است که ، دارای تحمل کم شرایط جریان نامتقارن می باشد ،که به دلیل انحراف جریان ورودی به وجود می آید. مانند هواپیمای جنگی که بار ها نیاز دارد که در

بالاترین زاویه ی حمله[1] مانور بدهد ، به ناچار جریان از این پس نامتقارن می شود ، که این یک برتری برای (چینش افقی) گوه در هواپیمای جنگی مدرن می باشد ، که با وجود این راندمان را کاهش می دهد.

این معرفی چکیده وار برای مشکلات اساسی در آیرودینامیک سرعت بالا مورد استفاده قرار می گیرد ، مانند یک اصل برای مشاهده ی جزئیات بزرگ تر ورودی های سوپرسونیک.

۳.۳ ورودی های هوای سوپرسونیک

طراحی مناسب ورودی های هوا بیش ترین اهمیت را برای کارایی بالای هواپیمای مدرن دارد. توجه ویژه ای باید از روی دقت برای چینش ورودی انجام گیرد ، تا با نیاز های موتور همگام شود. از سویی دیگر ، ورودی های هوا به طور متوسط اجزای بزرگ هواپیما می باشند ، که نیاز به پیوستگی هارمونیک در سرتاسر طراحی هواپیما دارد ، بنابراین راندمان آیرودینامیک آسیب نمی بیند.

ما در ادامه به آیرودینامیک داخلی ورودی تمرکز خواهیم نمود ، پیوستگی موتور / هواپیما را به بخش دیگری موکول می نماییم (ر. ج. فصل ۱۱).

۳.۳.۱ پیکر بندی و کارکرد ورودی

امروزه توربین موتور های هواپیما نیاز به جریان ساب سونیک در ورود برای کمپرسور دارند ، حتی اگر هواپیمایی در سرعت سوپرسونیک پرواز کند. بنابراین وظیفه ی ورودی هوا ، کاهش سرعت سوپرسونیک جریان بیرونی برای یک سرعت ساب سونیک قابل قبول کمپرسور می باشد. به طوری که از ورودی خارج می شود ، اعداد ماخ نیازمند هستند تا در حدود عدد ماخ ۰.۴ تا ۰.۷ باشند ، باید مراقبت بسیاری انجام داد ، زمانی که کاهش سرعت جریان داریم ، باید افت های فشار مطلق بسیار کم باشند. بسته به طراحی عملکرد سرعت هواپیما ، انواع ورودی متفاوت به کارگرفته می شود ، افزایش پیچیدگی آن ها همراه با عدد ماخ می باشد.

برای هواپیمایی که بیش ترین سرعت آن تا ماخ ۱.۵ عمل می کند ، یک دیفیوزر ضربه عمودی ، به طور کلی برای کاهش سرعت مؤثر جریان هوای سوپرسونیک مورد نیاز ، توسط کمپرسور کافی می باشد. این نمونه ی ساده ی دیفیوزر نیاز به هیچ مکانیزم پیچیده ای برای تنظیم جریان ندارد. در نقطه ی طراحی دیفیوزر ، ضربه عمودی ، مربوط به لبه ی ورودی می شود ، و بیش ترین فشار برگشتی به صورت پیوسته و یکنواخت دست می یابد(شکل ۱۳-۳). فعالیت پراکنده ، به این معنا که ، کاهش سرعت جریان و تقویت کننده ی فشار ، به طور کلی در دو مرحله صورت می گیرد:

[1] Angle of attack

۱. سرعت جریان سوپرسونیک (به طور ناگهانی) کاهش می یابد ، با عبور از میان ضربه عمودی ، به سرعت ساب سونیک همراه با یک افزایش ناگهانی در فشار استاتیکی.

۲. در انشعاب (ساب سونیک) مجرای دیفیوزر ، جایی که جریان هنوز سریع تر از سرعت قابل قبول برای کمپرسور می باشد ، کاهش سرعت پیوسته ی جریان ، همراه با افزایش دوباره ی فشار می باشد.

یک ویژگی نقطه ی طراحی[۱] برای ورودی این است که ، بخش عبور از مساحت تصرف شده ، بیشینه باشد ، مطابق با جریان هوای بیشینه ی لازم موتور. این وضعیت برای یک پرواز با عدد ماخ ویژه و یک ارتفاع ویژه عمل می کند. اگر برای پرواز با عدد ماخ یکسان ، تنظیم نیروی محوری موتور تغییر کند ، توسط RPM موتور اصلاح می شود ، برای نمونه ، آن گاه که فشار در کمپرسور ورودی (= خروجی ورودی) از این رو تغییر کند و سبب آسیب رساندن به جریان بالا برای تغییر هر دو وضعیت و الگو می شود.

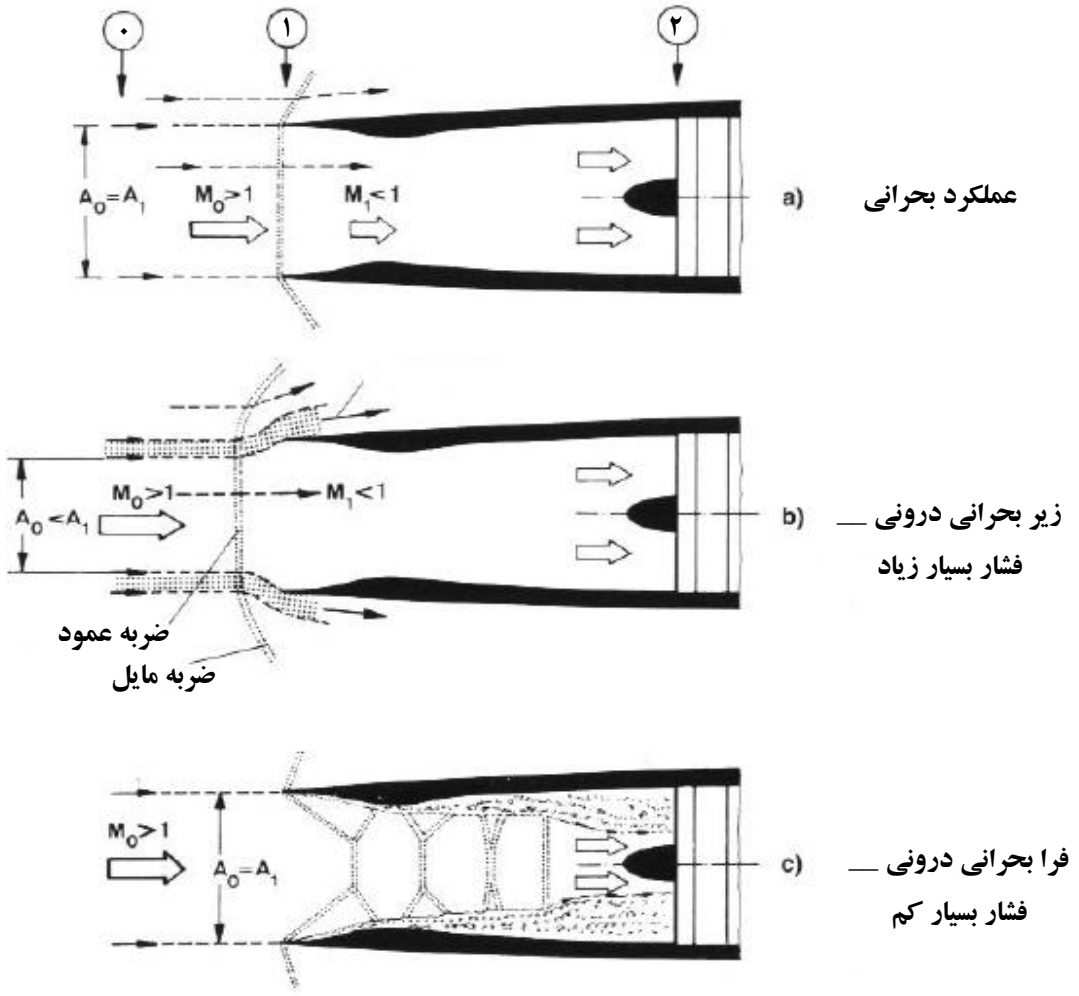
فرض می شود که نیاز جریان هوای موتور کاهش یافته است. بنابراین فشار استاتیکی p_2 در سطح کمپرسور افزایش خواهد یافت ، هوای کم تر اجازه ی ورود به ورودی را می گیرد ، جریان هوای اضافی پس از اتمام عبور از میان خط موج به جریان بیرونی ورودی ، نیرو وارد می کند ، که جریان سر ریز[۲] نامیده می شود (شکل ۳-۱۳b). از آن جایی که دلیل ضربه عمودی یک جریان سوپرسونیک می باشد ، که به ساب سونیک تبدیل می شود ، که بخش جریان سر ریز (و هم اکنون ساب سونیک) با محیط سوپرسونیک ترکیب شده ، که با قواعد طبیعی ناپایدار می باشد ، و بنابراین همراه با یک ضربه عمودی پیوسته در دسترس نمی باشد. در نتیجه ، ضربه ، خودش منفصل از لبه ی ورودی می شود تا این که یک موقعیت پایدار تری را پیش تر از جریان بالایی بیابد. بر این اساس ، بخش مرکزی خط موج ، پیوسته ، نوع ضربه عمودی می باشد (که کاهش سرعت یک جریان از سوپرسونیک به ساب سونیک را داراست). با این وجود ناحیه ی نزدیک جبهه ، با افزایش انحراف در راستای یک جریان پایین برای پذیرفتن نوع مایل موج ضربه ای ، که به موجب آن جریان سوپرسونیک به عبور از ضربه ادامه می دهد ، همراه با تغییر راستا و کاهش عدد ماخ می باشد.

حال فرض جریان هوای مورد نیاز موتور بیش تر از توانایی فراهم کردن ورودی می باشد. در ابتدا ، برابر است با افت فشار در ورودی کمپرسور ، همچنین همراه با کاهش فشار جریان بالا می باشد. سرانجام به سبب فروبردن ضربه و ورود جریان هوا به دیفیوزر ساب سونیک در سرعت سوپرسونیک انجام می گیرد. نتیجه ی ناسازگاری هندسه ی مجرا و سرعت جریان در یک الگوی موج ضربه ای پیچیده در داخل مجرا که ، با یکدیگر هراه با یک لایه مرزی ضخیم به سبب جدایش جریان در دیواره ی مجرا ، دلیل جریان غیر قابل قبول برای یک وضعیت موتور که در طی عملیات عادی هواپیما جلوگیری می کند ، می باشد (شکل ۳-۱۳c).

---

[۱] Design point

[۲] Spill over



شکل ۳-۱۳ کارایی ضربه عمودی دیفیوزر

یک اشکال بزرگ ضربه عمودی دیفیوزر این است که کاهش سرعت سریعی در راندمان دارد ، همچنان که عدد ماخ افزایش می یابد. نتیجه این است که یک ضربه عمودی موجب زیاد شدن افت های فشار مطلق می شود ، حتی اگر ضربه روی لبه ی ورودی پیوسته باقی بماند. در این وضعیت ، ایده ی هدایت کردن کاهش سرعت سوپرسونیک به ساب سونیک را در یک مرحله انجام نمی دهد (همانند ضربه عمودی) ، اما توسط استفاده کردن از یک سری ضربه های مایل کم زیان ، پیش از پایان دادن کاهش سرعت سوپرسونیک توسط ضربه عمودی غیر اجتناب ، را آماده می کند. برای ایجاد افت کم ، مقاومت ضربه عمودی به میزان مناسبی کاهش خواهد یافت.

پیکره ی ورودی توانایی تهیه ی یک چنین کاهش سرعت سوپرسونیک که نیاز هر دو بدنه ی شکل مخروطی و گوه ای را در وضعیت مناسب در داخل یک دیفیوزر ساب سونیک است ، خواهد داشت. تعداد ضربه های مایل توسط تعداد گوشه ها در خط واصل گوه یا مخروط تعیین خواهد شد (شکل ۳-۱۴a). بنابراین جریان مانند نوع جریان کناری که در گذشته شرح داده شد ، می باشد. چگونگی کاهش یافتن افت های جریان

را می توان توسط این روش با مقایسه ی دو دیفیوزر سوپرسونیک گوناگون ، در عدد ماخ یکسان ، بررسی کرد (شکل ۳-۱۴c).

با استفاده از یک دیفیوزر ضربه عمودی ، در عدد ماخ ۲ ، برای نمونه ، تنها ۷۰ درصد فشار باز می گردد (به این معنا که $(p_{t2} / p_{t0} = 0.7)$ ، در حالی که با یک دیفیوزر چند ضربه ای ، سه ضربه مایل ، و یک (پایان بخش) ضربه عمودی ، فشار بازگشتی ۹۵ درصد می شود $(p_{t2} / p_{t0} = 0.95)$.

خصوصیات عملکردی یک دیفیوزر ضربه ی مایل را می توان در سه حالت ، مختصر نمود. اگر ضربه عمودی که ،پایان بخش این جریان سوپرسونیک به درستی در موقعیت گلوگاه دیفیوزر باشد (به این معنا که ، مکانی که کوچک ترین سطح مقطع را دارد) ، دبی جریان هوا بیش ترین حد خود می شود (شکل ۳-۱۵a). این حالت را بحرانی معرفی می کنند. زاویه ی انحراف نخستین موج ضربه ی مایل ، توسط هر دو عدد ماخ جریان آزاد و رأس زاویه ی گوه یا مخروط تعیین می شود. توسط برگرداندن محوری یک مخروط مرکزی ، یا توسط چرخش کناری سطح گوه در رأس زاویه ، ضربه مایل ممکن است تنظیم شده باشد ، چنان که همیشه مماس بر بخش بیرونی لبه ی ورودی می باشد. چنین ترتیب یک ضربه ، اطمینان قابل قبول شدن کارایی ورودی ، و معمولاً رابطه ای برای نقطه ی طراحی دیفیوزر می باشد.

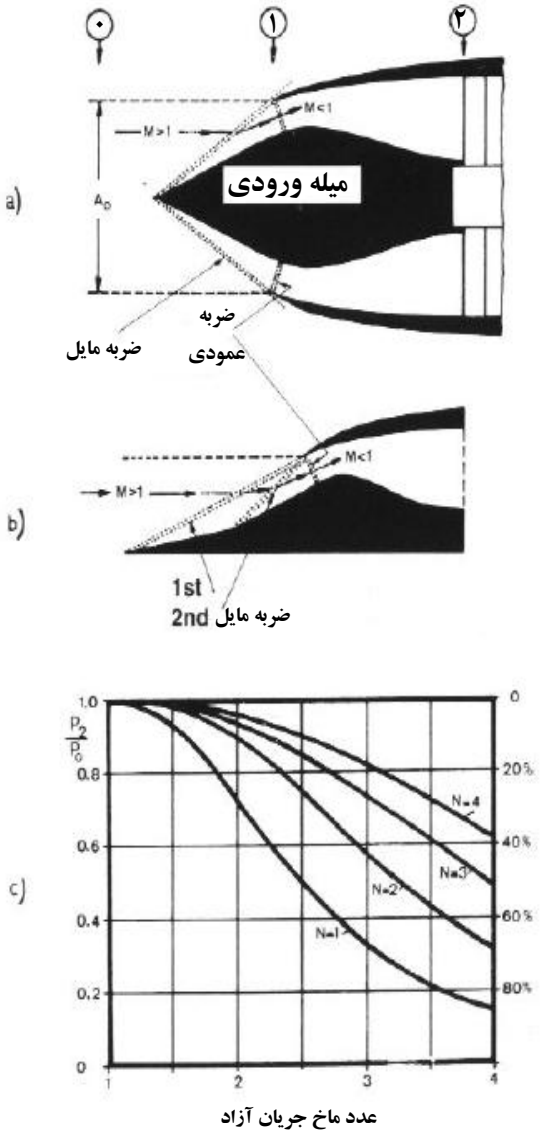
در مورد افت فشار در سطح کمپرسور ، ضربه عمودی برای اتخاذ یک موقعیت نیمه پایدار جلو تر از جریان داخلی مجرای ورودی فرو برده می شود (شکل ۳-۱۵c). این وضعیت ، فرابحرانی[۱] معرفی شده است و ، به سبب مقاومت بیش تر (پایان بخش) ضربه عمودی ، کیفیت جریان ضعیف را نتیجه می دهد.

حال ، فرض می شود که افزایش فشار در سطح کمپرسور باشد ، که توسط کاهش جریان هوای مورد نیاز موتور سبب شده است. ضربه عمودی پس از خارج شدن از موقعیت گلوگاه ، و کاهش یافتن جریان هوا ، می باشد. عملیات ورودی در این مورد را ، زیر بحرانی[۲] می گویند (شکل ۳-۱۵b). همچنان یک موقعیت ضربه ی بالای ناپادار ، ضربه نوسان کننده در نسبت بالای میان موقعیت های فروبردن (وارد نمودن) و بیرون نمودن ، می باشد. این حرکت نوسانی به دلیل فرکانس بالای نوسان های فشار در ورودی می باشد ،که به عنوان نوسان پوسته ی دیفیوزر معرفی شده است ، صدایی وحشت آور توسط پیلوت ها ایجاد می شود که می تواند به یکی از مهم ترین شرایط خطر سیستم پیشرانه اشاره داشته باشد.

---

[۱] Supercritical

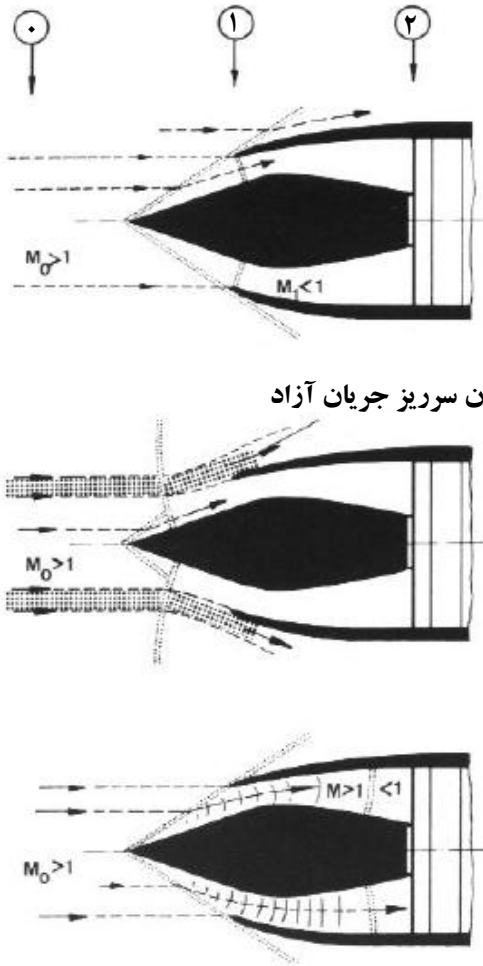
[۲] Subcritical



شکل ۱۴-۳ دیفیوزر چند ضربه ای

a) دیفیوزر دو ضربه ای
b) دیفیوزر سه ضربه ای
c) بیش ترین فشار مطلق بازگشتی p_{t2} / p_{t1}

در یک مورد شناخته شده ، یک عملیات زیر بحرانی زیاد ورودی (به این معنی که ، یک جریان سرریز بسیار زیاد) سبب ناپایداری جریان دیفیوزر در طول جریان پایین اتاق احتراق می شود ، مکانی که شعله فوراً خاموش می شود. این به درستی دلیل افت فشار در مجرای دیفیوزر می باشد ، ضربه برای فروبردن و مخلوط سوخت و هوا برای احتراق مجدد است. افزایش در فشار نتیجه ی ضربه برای بیرون کردن مجدد ، و تکرار فرایند می باشد. خلبان توانایی درست موقعیت را ندارد ، و هواپیما سقوط می کند. این پیامد می تواند از جریان غیر متعارف در یک ورودی سوپرسونیک نتیجه دهد.



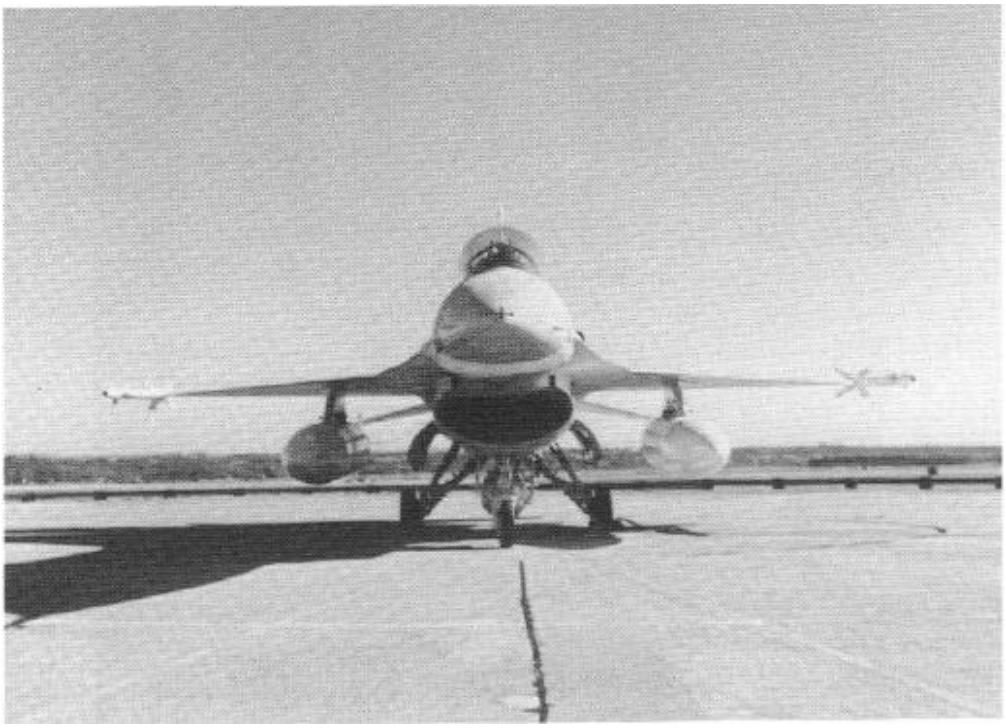
شکل ۱۵-۳ خصوصیات دیفیوزر ضربه مایل

۳.۳.۲ بررسی مورد – ورودی های هوای سوپرسونیک

هواپیمای نشان داده شده ، یک نمونه ی عملکردی ، یک دیفیوزر ضربه عمودی آمریکایی F-16 می باشد ، هم اکنون یک محصول از Lockheed است ، اما توسعه ی آن و ساخت اصل آن توسط General Dynamics Corporation بوده است. ورودی F-16 دارای یک هندسه ی کامل می باشد ، بدون قطعات متحرک – تصمیمی که برای نخستین بار در فرایند طراحی برای کاهش هزینه گرفته شد. با این وجود ، برای امکان ترکیب ورودی متحرک در آینده ، مقرر شده بود ، اما هیچ وقت این اتفاق نیافتاد. چیزی که درباره ی این ورودی قابل توجه است ، موقعیت بسیار مناسب عقب هواپیما در زیر بدنه هواپیما می باشد ، که یک نتیجه ی راه حل از نیاز های هواپیما است. F-16 برای مانور های ویژه ای طراحی شده است و این طرح نیاز به عملکرد در زاویه های حمله بالا دارد. در این شرایط ، بدنه ی طویل قسمت جلوی بدنه هواپیما ، مسئولیت حفاظت را انجام می دهد که باعث تنظیم کردن بهتر جریان هوا ، همراه با (شیب) محور ورودی می شود (شکل

۳-۱۷a). ورودی خودش یک مجرای کوتاه می باشد ، که نه تنها برای طراحی سبک وزن هواپیما به کار می رود ، بلکه انحراف جریان را در جلوی کمپرسور به کم ترین حد می رساند.

شکل ۳-۱۶ هواپیمای جنکی F-16 با دیفیوزر ضربه ای نرمال



مشکل دیگر نمای هواپیما جنگی ، گاز داغی است که از دهانه ی تفنگ[1] که ممکن است در خود فرو ببرد و باعث قطع احتراق موتور شود ، است. با تغییر مکان دهانه ی تفنگ در بالای لبه ی حمله ی گسترش یافته یا طوقه ، دمای بالای گاز از تفنگ ، مانع تأثیر آن ، پیش از برانگیخته شدن از ورودی توسط جریان بیرونی می شود (شکل ۳-۱۷a).

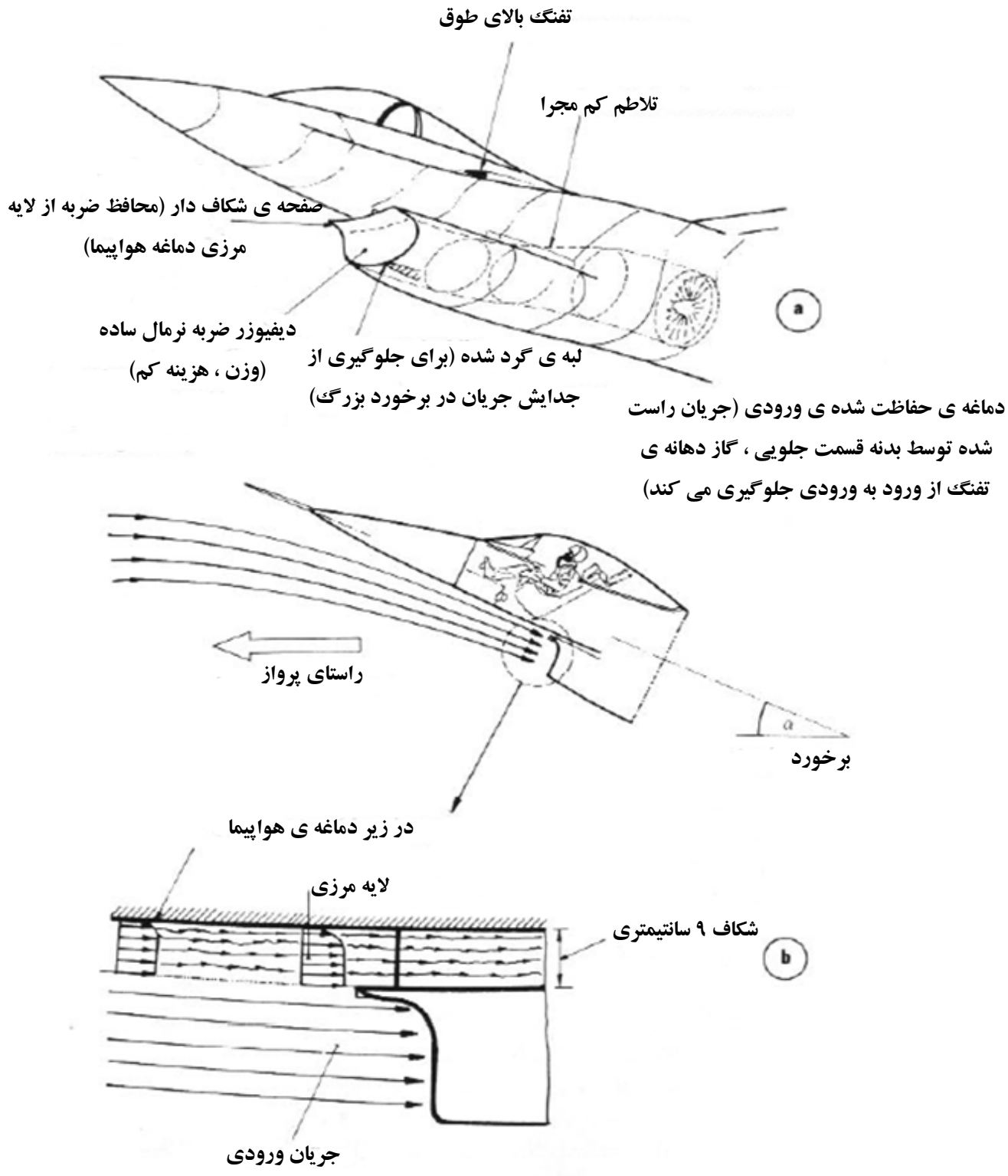
با این وجود ، پیکره ی این ورودی در همه ی وضعیت ها سودمند نمی باشد. بزرگ ترین اشکال این است که یک سیستم ضربه عمودی را به کار گرفته است که منفعت آن توسط فشار برگشتی و سرعت بیشینه کاهش می یابد. با این وجود ، هر دو عامل ، به صورت سنجشی قابل قبول ، برای نخستین هدف طراحی که قابلیت مانور دهی می باشد ، نه سرعت ، واقع شده است.

گذشته از این ، بیش ترین اشکالات باقی مانده بر طرف شده است. یکی ، ضخیم شدن لایه مرزی می باشد که توسط زاویه های حمله ی بالا ، در امتداد سمت پایین بدنه ی قمست جلوی هواپیما ، گسترش می یابد. تا این که از ، از ورود انرژی کم به موتور جلوگیری شود ، ورودی مجبور می شود ، تا با ایجاد تعادل از بدنه هواپیما برای آزاد سازی از لایه مرزی ، که به صورت پیوسته در طول بدنه هواپیما عبور می کند ، را فراهم کند.

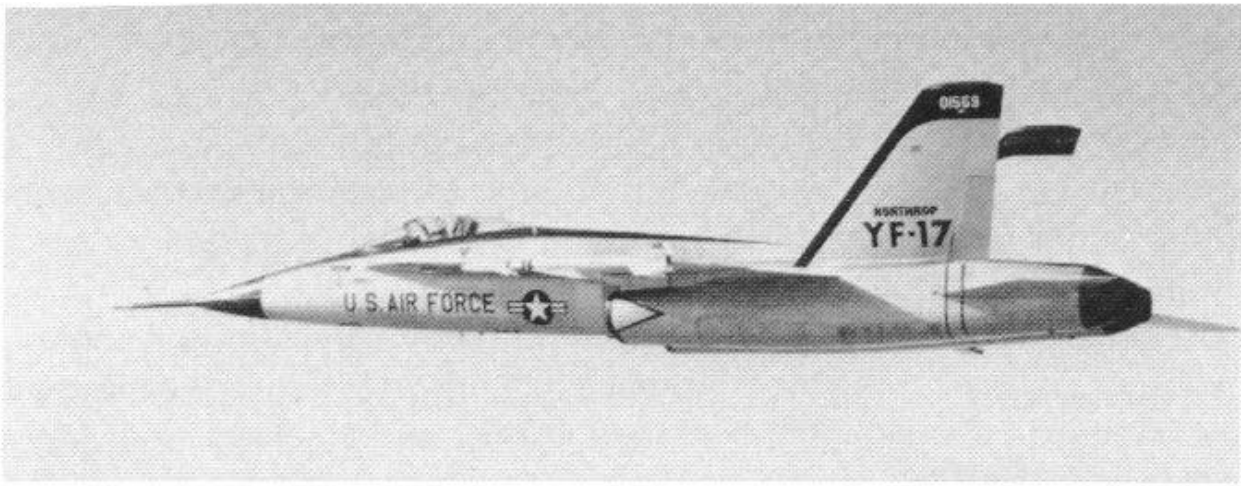
خصوصیات هواکش ورودی یک لبه ی به طور میانه ضخیم پایین ، که به سوی یک زاویه حمله تیز ، گسترش یافته یا یک صفحه ی شکاف دار بر روی سمت بالا ، انتقال می یابد (نزدیک به دماغه ی هواپیما). صفحه ی شکاف دار ، تا ۲۵ سانتیمتر (۱۰ in) جلو تر از لبه ی هواکش پایینی ، برای ایزوله کردن ضربه عمودی ورودی از لایه مرزی دماغه ی هواپیما ، جلو می آید (شکل ۳-۱۷b). یک طول کوتاه صفحه ی شکاف دار ، مقدار کوچکی از لایه مرزی را نگه می دارد ، بنابراین نیاز فرار سیال لایه مرزی بر روی شکاف حذف می شود. انتخاب لبه ضخیم پایین تر از لبه هواکش ، برای جلوگیری از جدایش لبه جریان و برایند انحراف جریان در طول مانور هواپیما در زاویه های حمله ی بالا می باشد.

همچنین دلایل مشابهی در هدایت طرف ورودی های (یک بار دیگر) YF-17 (حال F-18) برای خصوصیات لبه های ضخیم ، می باشد. ورودی ها در زیر لبه حمله گسترش یافته برای جلوی درونی اصلی بال قرار گرفته اند. صفحه های بزرگ شکاف دار ، لایه مرزی دماغه ی هواپیما را از جریان ورودی ، و سپس از کانال کاهش انرژی مرزی جریان از میان بال اصلی تا بالای عقب دماغه ی هواپیما ، یا در طول زیر میان یک تونل درگ پایین بین موتور ها را جدا می کند. شکل لایه مرزی روی صفحه های شکاف دار اخیر ، از میان سوراخ های زیاد روی شکاف دهنده ، تنها در جلوی ورودی قطع می شود.

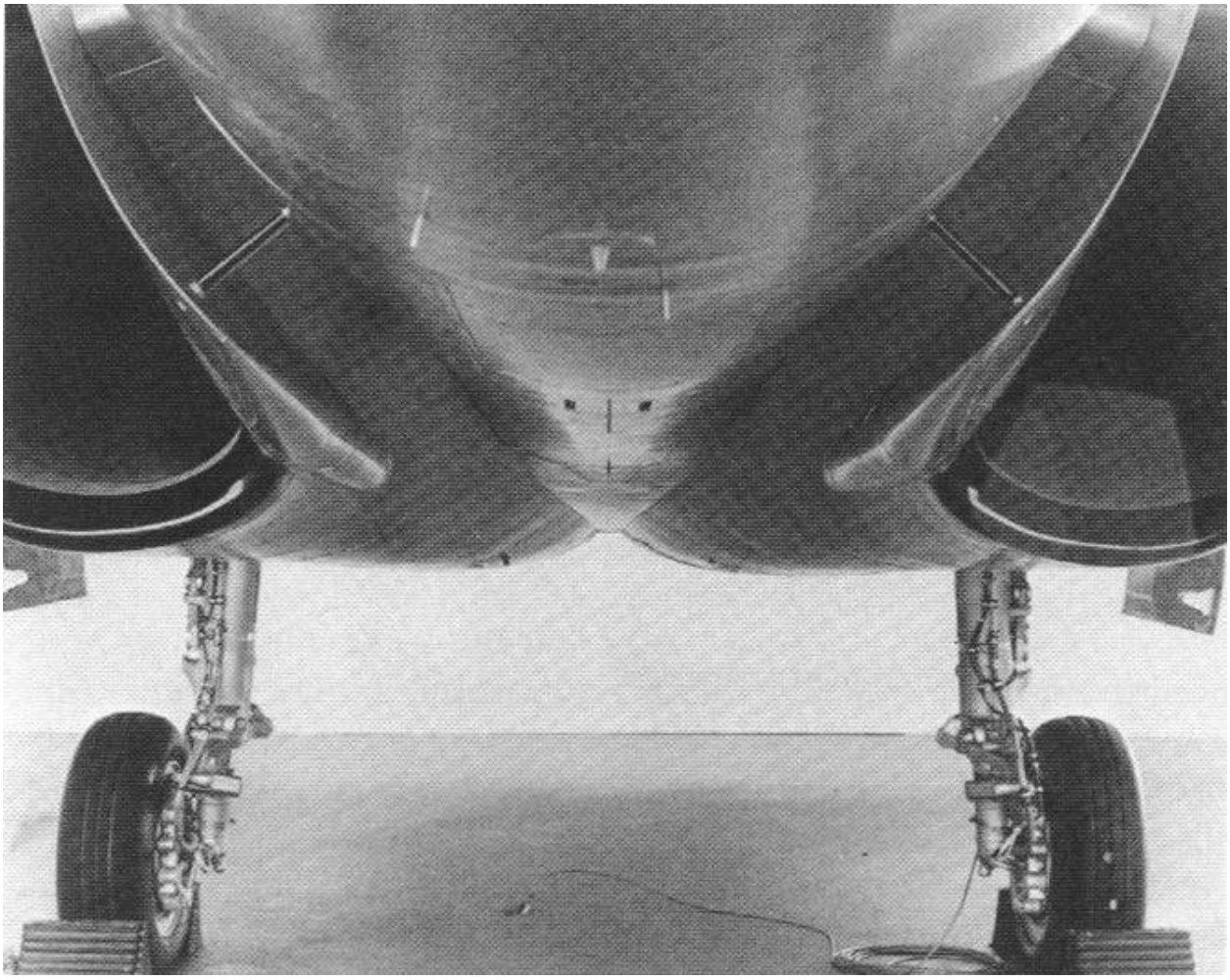
[1] Gun muzzle



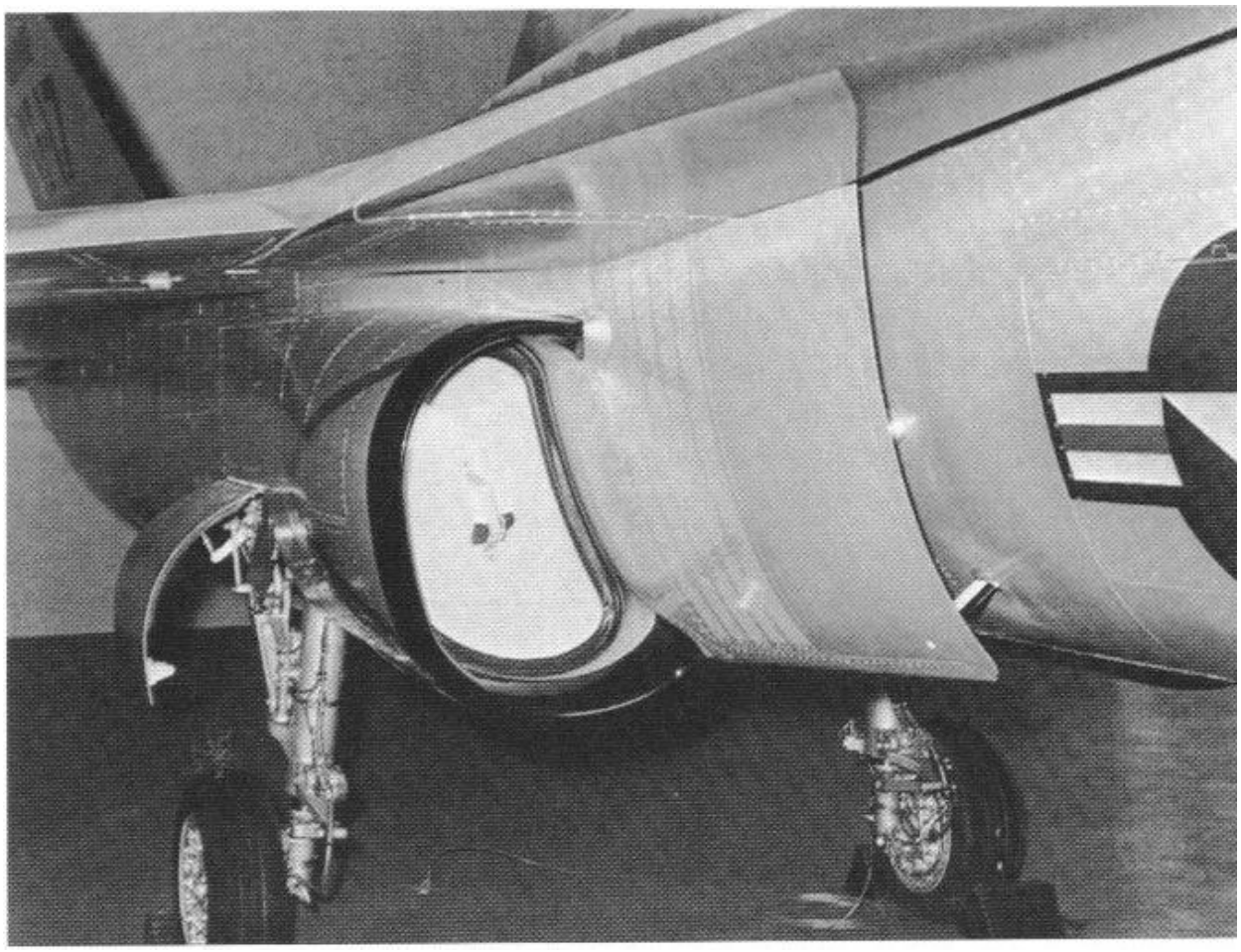
شکل ۱۷-۳ خصوصیات دیفیوزر ضربه عمودی F-16



شکل ۱۸-۳ نمونه ی اصلی هواپیمای جنگی سبک وزن YF-17 با دیفیوزر های ضربه عمودی. صفحه های شکاف دار روی سمت دماغه ی هواپیما برای نگهداری لایه مرزی دماغه هواپیما از داخل شدن در ورودی ها



افزایش توانایی میزان نیروی محوری ، از موتور های جدید با کارایی بالا می باشد ، که توسط دو مدل F-16 و F-18 نشان داده شد ، که به سادگی به دو برابر سرعت صوت (ماخ ۲) ، با به کار گیری افت بالاتر دیفیوزر های ضربه عمودی می رسد. افت های ورودی جریان می تواند به طور محسوسی کاهش یابد.



شکل ۱۹-۳ سوراخ های متعدد بر روی صفحه ی شکاف دار جلوی ورودی برای حذف لایه مرزی صفحه

با این وجود ، همراه با دیفیوزر دو ضربه ای نشان داده شده توسط F-104 Starfighter ، یکی از هواپیما های پرآوازه ی دهه ی پنجاه بوده است. قاعده ی اصلی یکسان ، تراکم پذیری آیرودینامیک ، هم چون نیم مخروطی که در داخل مجرا های ورودی برای هواپیمای جنگی فرانسوی Mirage به کار رفته است ، می باشد. ورودی های نصب شده ی کناری ، از اطراف دماغه هواپیما ، برای جلوگیری از ورود انرژی کم لایه مرزی دماغه هواپیما به مجرای ورودی ، حذف می شود. توسط برگشت نیم مخروط های محوری ، موقعیت ضربه می تواند برای تغییر عدد ماخ پرواز ، تطبیق داده شود. این فرایند به صورت خودکار کنترل می شود ، به واسطه ی داده های هوا ، کامپیوتر برای تعداد اندازه گیری داده ی جریان تغذیه می شود ، مانند فشار دینامیکی ، فشار استاتیکی ، دمای هوا.

تنها تعداد کمی از هواپیما های سوپرسونیک ، با دایره ی کامل متقارن محوری ورودی های هوا می باشند ، برای نمونه MiG-21 روسیه و جنگنده های Lightning بریتانیا ، که تاریخ طراحی آن ها از دهه ی شصت می باشد. یک عضو برجسته ی این گروه هواپیمای آمریکایی SR-71 از Lockheed می باشد ، یک هواپیمای اکتشافی با ارتفاع بالا که در ماخ ۳ پرواز می کند. همچنین یک طرح از دهه ی شصت ، هواپیمایی که از خدمات فعال ، در سال ۱۹۹۳ بر روی زمین هزینه ی زیادی در برداشت ، کناره گیری شد ، اما سه هواپیما برای آمادگی پرواز در سال ۱۹۹۴ ؛ پس از یک شکست جدی در قابلیت اکتشاف US ، به رسمیت شناخته شدند.

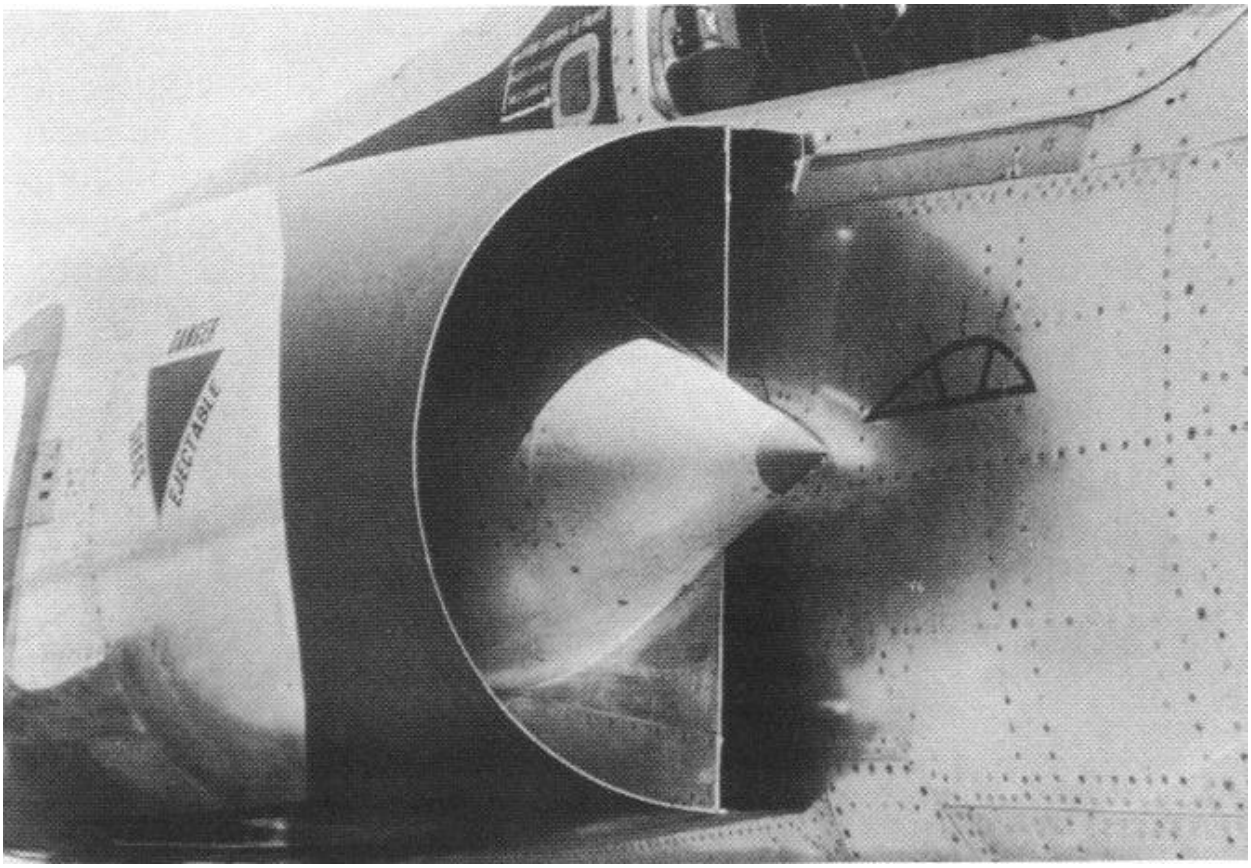
به دلیل قابلیت سرعت فوق العاده ی این هواپیما ، همچنین توسط شکل غیر معمولش قابل توجه می باشد ، ورودی هوا باید با دقت بیش تری فرایند را برای بیش ترین کارایی ممکن سازد. برداشت اندازه های غیر عادی ، برای رسیدن به هدف تشکیل یک شاهکار ابتکار گران بها ، همراه با جزئیات بیش تر می باشد.

به یاد می آورید که ، برای کارامدی کاهش سرعت جریان سوپرسونیک ، یک دیفیوزر چند ضربه ای نیاز بود ، زیرا توانایی تهیه ی جریان ورودی از میان یک سری ضربه های مایل ، همراه با آخرین بخش ضربه عمودی در گلوگاه ، که باعث تبدیل سرعت جریان سوپرسونیک به سرعت ساب سونیک می شود ، را فراهم می کند. جریان پایین گلوگاه ، جریان ساب سونیک ، دوباره پراکنده می شود (= سرعت پایین ، فشار بالا) برای کاهش عدد ماخ ، همان طور که توسط کمپرسور نیاز می باشد.

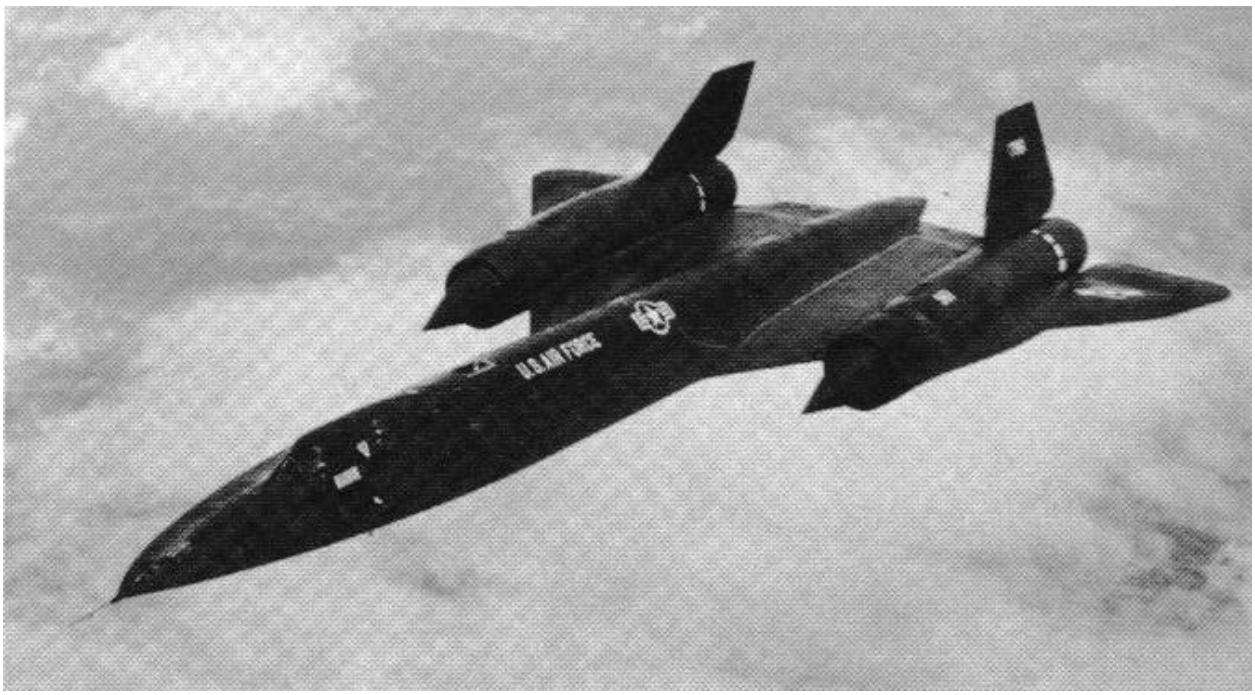
تمام پراکندگی سوپرسونیک باید توسط چرخش جریان انجام شود. همراه با عملکرد هواپیما به میزان متوسط پرواز عدد ماخ (نزدیک ماخ ۲.۲) ، پراکندگی سوپرسونیک ، به طور کلی زمانی که جریان ورودی به لبه ی هواکش می رسد ، انجام می شود. چنان که این فرایند در بیرون مجرا روی می دهد (به این معنا که ، روی مخروط) ، آن را تراکم بیرونی[1] می نامند.

در سرعت های زیاد سوپرسونیک (عدد ماخ ۲.۵ به بالا) تراکم بیرونی ، تنها دلیل افزایش ناکارامدی ، به دلیل افزایش نامتناسب در تلفات ضربه ، می باشد. همچنین ، با یک ورودی تراکم تمام بیرونی ، چرخش جریان باید از محور ورودی دور باشد ، در زاویه ای زیاد ، جریان را در لبه ی هواکش ترک کند. گذشته از اشکالات چرخش جریان داخلی سطح آزاد به سمت موتور ، این چرخش باعث بالا رفتن نیروی پسای آیرودینامیک هواکش ، به سبب جابه جا کردن جریان خارجی می شود.

[1] External compression



شکل ۲۰-۳ هواپیمای جنگی Mirage III با نصب کناری دیفیوزر های ضربه مایل



شکل ۲۱-۳ دیفیوزر ضربه مایل متقارن محوری (Lockheed SR-71)

بنابراین ، روش مؤثر تر برای هدایت کردن تنها بخش پراکندگی سوپرسونیک ، مانند تراکم بیرونی ، در صورتی که بخش باقی مانده در داخل مجرای ورودی ، مانند تراکم داخلی[1] انجام می شود. این اقدام به وسیله ی یک سری ضربه های مایل که به سرعت ، جریان پایین لبه ی هواکش را مانند یک ضربه مایل برمی گرداند ، انجام می گیرد. با دقت در مساحت مختلف مجرای هدایت کننده ، پیوستگی پراکندگی سوپرسونیک در ورودی سوپرسونیک ، بخش پایانی در کوچک ترین سطح مقطع ورودی (گلوگاه) به وسیله ی یک ضربه عمودی نسبتاً ضعیف عبور می کند (شکل ۲۲-۳).

توسط شکل مخروطی مرکز بدنه ، راندمان تراکم بیرون ، دوباره افزایش می یابد ، و فشار بازگشتی را بهبود می بخشد ، بنابراین تولید چند ضربه ای بسیار بهتر از تک ضربه می باشد. این عمل توسط دادن یک مخروط لبه ای دایره ای بر روی ورودی مرکز بدنه صورت می گیرد ، کمی انحنا در مقطع میانی همانند یک دیفیوزر میله مخروطی[2] برای ایجاد کردن یک ساختار چند ضربه ای ، و یک مقطع پایانی مخروطی ، که همراه با خصوصیت تراکم پذیری و غیر تراکم پذیری تقسیم می شود ، عمل می کند.

لایه مرزی روی میله ، از میان یک مقطع پرمنفذ روی مرکز بدنه ، نزدیک به گلوگاه ورودی خارج می شود. پوشش لایه مرزی از میان یک سری تله های ضربه[3] شامل ۳۳ مجرای فرعی که مجرای این هوا ، به داخل گذرگاه حلقوی گهواره می شود و پس از آن برای دفع کردن ، خارج می شود.

به کار گرفتن یک دیفیوزر متقارن محوری ، تا زمانی که جریان همتراز با محور بدنه ی مرکزی باشد ، به صورت مفید ثابت می شود. با این وجود ، اگر راستای جریان در یک زاویه به سوی محور ورودی باشد ، اشکال بزرگی را به وجود می آورد. یک چنین وضعیتی در هنگام یکور شدن یا مانور دهی پرواز رخ می دهد ، و می تواند سبب عملکرد خطرناک کمپرسور موتور شود ، نزدیک به انحراف خط ، همراه با انحراف جریان روی می دهد (ر. ج. فصل ۴).

در مقابل ، دیفیوزر دو بعدی ، بسیار بی خطر برای شرایط جریان غیر متقارن محوری می باشد ، ولو این که ، در سازگاری کم تر سطح فشار بازگشتی است. یک کاربرد کلاسیک این نوع دیفیوزر را ، می توان در هواپیما جنگی Northrop F-5 یافت. ورودی شیبدار به صورت عمودی سازمان یافته است ، و اندکی انحراف از دماغه ی هواپیما ، برای احتراز از فرو بردن لایه مرزی به کار رفته است. بیرون آمدن از لبه ی تیز شیب دار ، موج ضربه ی مایل به یک موج ساکن تبدیل خواهد ، بر روی هواکش ورودی مماسی تماس می

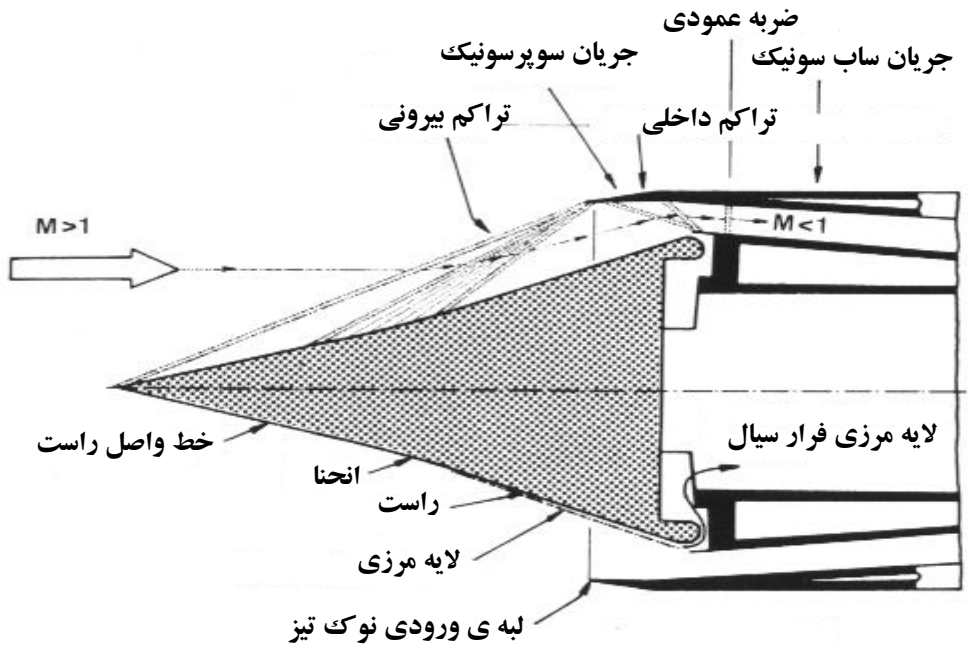
---

[1] Internal compression

[2] Conical-spike diffuser

[3] Shock traps

یابد. با این وجود ، این اتفاق تنها در صورتی رخ می دهد ، که هواپیما در سرعت ماخ طراحی شده پرواز کند. در خارج از طراحی اعداد ماخ پرواز ، برای نمونه زمانی که شتابگیری صورت می گیرد ، موقعیت ضربه نامطلوب می شود ، زیرا سرعت ناپایدار و ضربه ، یک مشکل رایج برای تمام انواع دیفیوزرهای هواپیما با بال ثابت[1]، تنظیم پذیر نیست. به طوری که همکاری دیفیوزر برای شروع درست (یعنی ، کاری را انجام دهد که برای آن طراحی شده) ، تعداد بیشماری از سوراخ های کوچک در یک طرح ترتیب یافته باشد ، برای تشکیل یک دیوار سوراخ دار در مقطع گلوگاه است.



شکل ۲۲-۳ ورودی مرکب تراکم (Lockheed SR-71)

دیواره ی پرمنفذ اجازه می دهد ، فشار بیش از حد جریان پایین ضربه برای کاهش یافتن ، و به موجب آن خطر ورودی برای مسدود شدن ، به حداقل برسد.

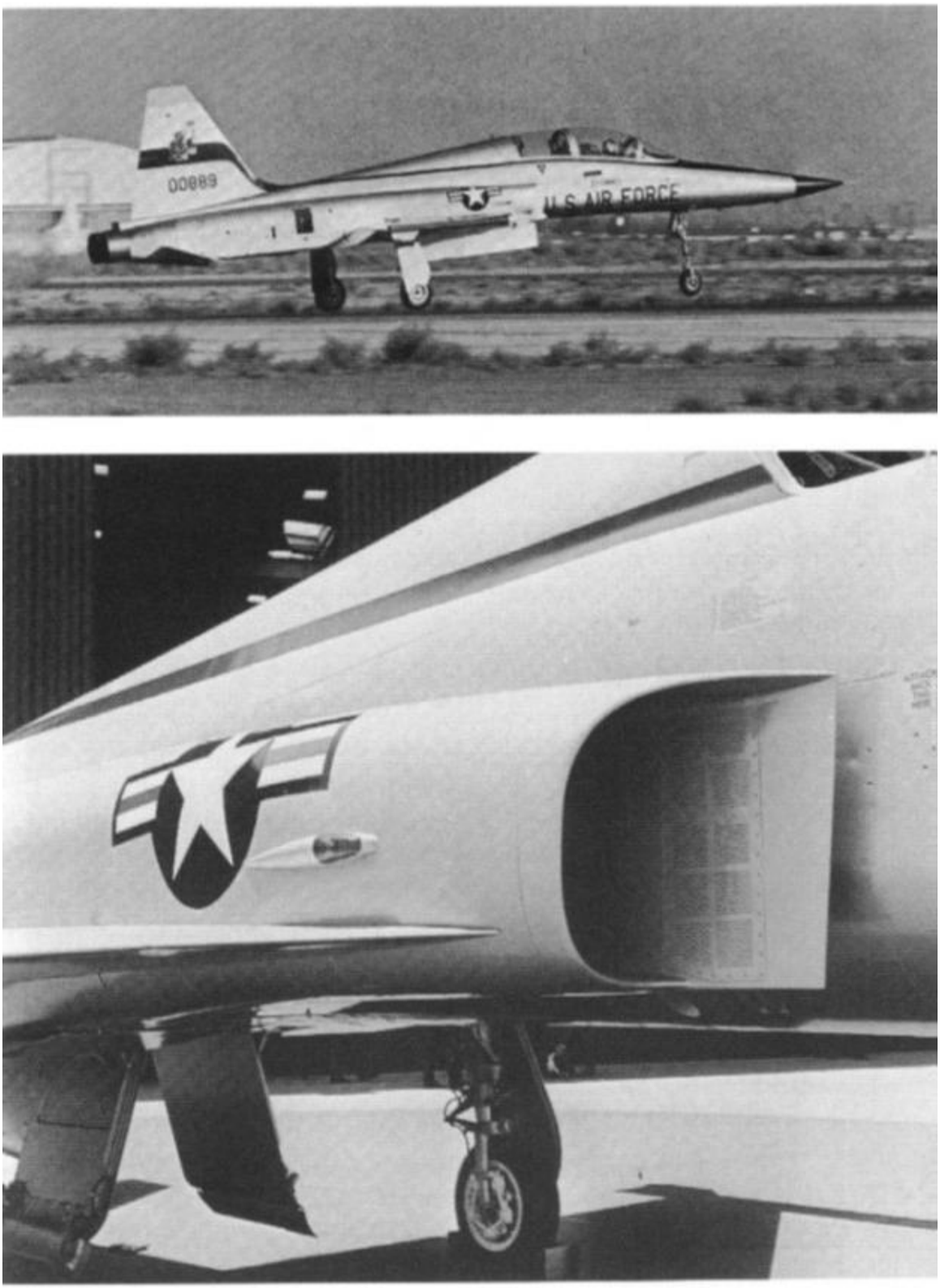
کارایی خوب دیفیوزر هواپیما بال ثابت ، تنها در حدود سرعت تعیین شده ، دست یافتنی می باشد. یک راه حال قابل انعطاف تر ، برای تعدیل کردن هندسه ی ورودی برای یک سرعت پرواز متفاوت ، توسط دیفیوزر

[1] Fixed-geometry

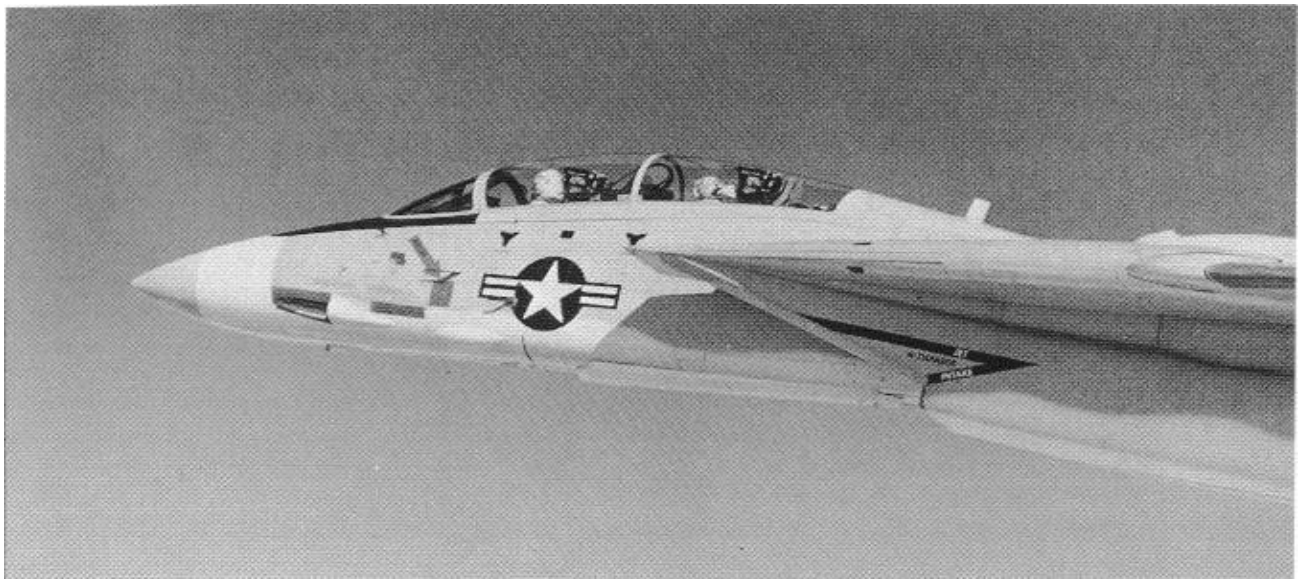
هندسه متغیر[۱] فراهم می شود. نمونه های سخت افزاری هواپیمای جنگی McDonnell Douglas F-4 Phantom با یک دیفیوزر پلکان[۲] عمودی ، و هواپیمای ترابری سوپرسونیک کانکورد همراه با دیفیوزر پلکان

[۱] Variable geometry

[۲] Ramp



شکل ۳-۲۳ Northrop F-5 با پلکان عمودی دو بعدی دیفیوزر ضربه مایل



شکل ۲۴-۳ Grumman F-14 با پلکان افقی دو بعدی دیفیوزر ضربه مایل

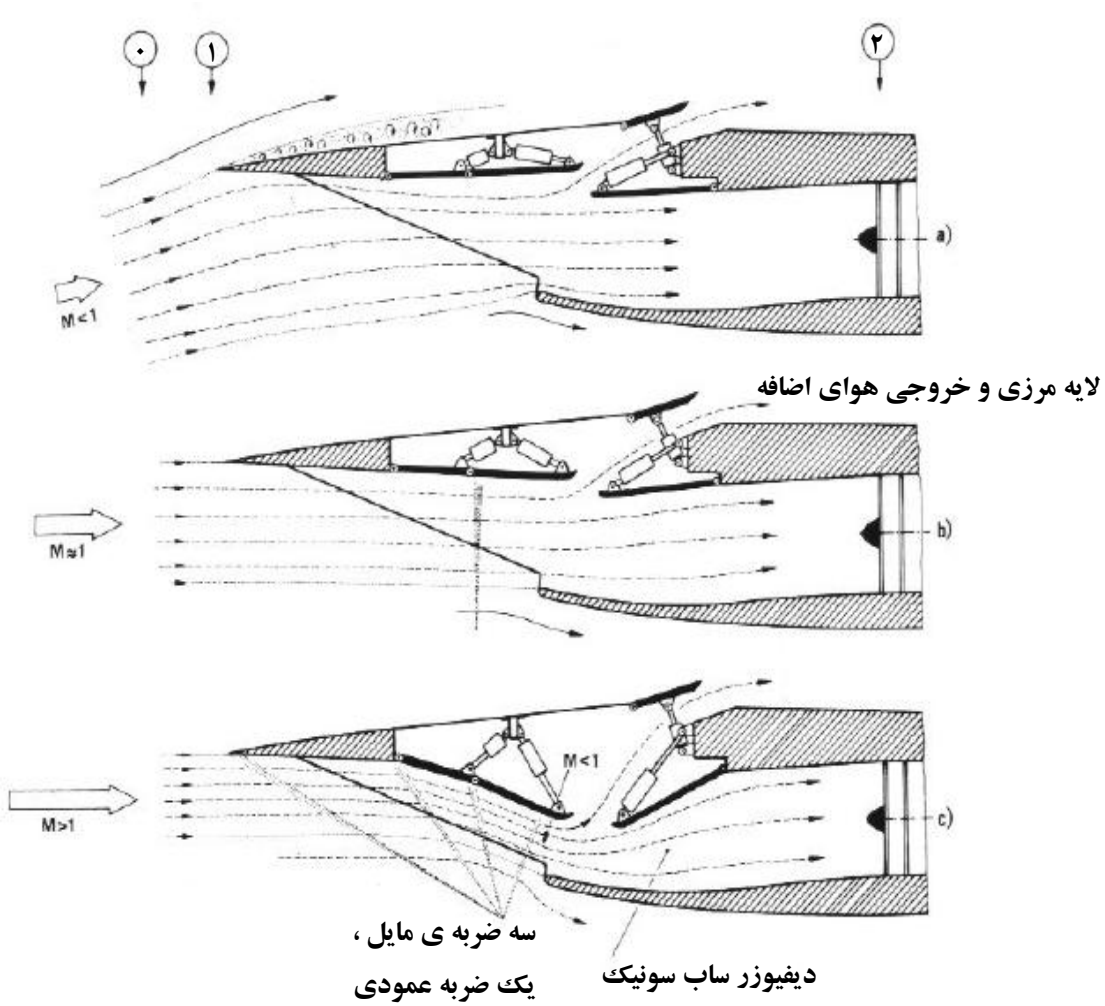
افقی را می توان نام برد. همچنین نوع پلکان افقی دیفیوزر جنگنده ی ناوگان ایالات متحده F-14 Tomcat ، به صورت ویژه ای عمل می کند ، که هم اکنون به بعضی از جزئیات آن رسیدگی خواهد شد (شکل ۲۵-۳).

برای کنترل جریان هوای موتور ها ، پلکان در مجرای ورودی ، به صورت محوری برای اصلاح کردن سطح مقطع مسیر جریان طراحی شده است. در هنگام برخاستن و کاهش سرعت پرواز ، پلکان ها برای فرود یا کاهش ارتفاع[۱] به سمت بالا می روند ، با پهن شدن سطح گلوگاه و هم چنین افزایش جریان هوا بدون نیاز برای درب های ورودی محوری دیواره های کناری ورودی ، انجام می گیرد (شکل ۲۵a-۳).

در پرواز سوپرسونیک یک مجموعه ی چهار ضربه ای (سه ضربه ی مایل و یک ضربه ی عمودی) ، هوا را متراکم ، و سرعت آن را برای ورود به مجرای ساب سونیک کاهش می دهد (شکل ۲۵c-۳). نخستین ضربه مایل در امتداد لبه ی حمله ی پلکان ثابت ، تولید شده ، وضعیت نسبی دیگر ضربه ها را توسط پلکان های متغیر کنترل می کند. نخستین حرکت پلکان ، مفصل بندی برای ساختار پلکان ثابت می باشد ، که حرکت مفصل ها را برای پلکان دوم را ، حمل کند. سومین پلکان در مجرا ، نمای عقب هواپیما ، برای ساختار اولیه ی ورودی مفصل بندی شده است ، وتوسط حرکت آن ، شکل دیفیوزر ساب سونیک و ارتفاع سوراخ گلوگاه ، را می گیرد.حرکت پلکان ، به صورت خودکار توسط سیگنال های ماخ ، که از داده های کامپیوتر گرفته می شود ، برنامه ریزی شده است.

[۱] Over collapse

درب فرار سیال بر روی بالای ورودی ، دارای دو موقعیت می باشد ، که در زاویه ی حمله ی بالا ، برای حفاظت از واماندگی کنار موتور ، و در سرعت بالا ، برای محافظت از نوسان موتور ، باز می شود.



شکل ۲۵-۳ خصوصیات ورودی F-14

a) جریان ساب سونیک در زاویه ی حمله ی بالا (مانور دهی پرواز)

b) جریان ترانسونیک[1] همراه با ضربه عمودی پدیدار شده بر پلکان

c) تراکم بیرونی جریان سوپرسونیک از میان چهار موج ضربه (۳ ضربه مایل بعلاوه ی یک ضربه عمودی پایانی)

[1] Transonic : در حد صوت (سرعت سیال بین مافوق صوت و زیر سرعت صوت)

فصل چهارم

کمپرسور

در هر دسته از موتور های هوایی توربین محرک ، هماخون توربوجت ، توربوفن ، توربوپراپ یا توربوشفت ، کمپرسور یکی از مهمترین اجزاء محسوب می گردد. این وظیفه‌ی کمپرسور است که فشار جریان هوایی که توسط ورودی هوا تهیه می شود را افزایش دهد. این فرایند ازطریق تأمین انرژی مکانیکی (=کار) کمپرسور انجام می شود ، که پره های چرخان آن نیروهای آیرودینامیک را بر جریان هوا اعمال می کنند. در مجرای خروجی کمپرسور ، جریانی از هوای بسیار متراکم شده به سمت محفظه ی احتراق منتقل می شود ؛ جایی که انرژی بیش تری ، به صورت گرما ، به آن اضافه می شود.

۴.۱ پارامتر های عملکرد کمپرسور

در یک کمپرسور انرژی مکانیکی به انرژی فشاری تبدیل می شود. میزان انرژیی که مورد نیاز است و کیفیت فرایند تبدیل انرژی ، به عنوان پارامتر های عملکرد یک کمپرسور شناخته می شوند. مهمترین پارامتر ها عبارتند از:

- راندمان کمپرسور
- نسبت فشار مطلق کمپرسور
- میزان جریان هوا

پارامتر بازده به معنای مقدار انرژیی است ، که توربین برای کمپرسور تأمین می کند. این انرژی از طریق محور گردان به کمپرسور داده می شود ، و نتیجه ی آن افزایش انرژی فشار می باشد. بنابراین ، این پارامتر در واقع میزان افتی می باشد ، که همیشه از تبدیل انرژی پیش می آید را ، مشخص می کند. تولیدکنندگان موتور تلاش های بزرگی در پژوهش و تولید انجام می دهند ، تا این اتلاف را به حداقل ممکن برسانند. حتی کوچک ترین پیشرفت در زمینه ی بازدهی ، مشتری را در انتخاب و خرید آن موتور مصمم می کند.

پارامتر بعدی ، نسبت فشار کمپرسور[۱] می باشد. این پارامتر به عنوان نسبت فشار کلی در خروجی کمپرسور (p_{t3}) و ورودی کمپرسور (p_{t2}) تعریف می شود ؛ و معمولاً با علامت یونانی Π (Pi) نشان داده می شود:

$$\text{نسبت فشار کمپرسور } \Pi = \frac{p_{t3}}{p_{t2}}$$

اهمیت نسبت فشار کمپرسور به این خاطر است که بازدهی کلی موتور تحت تأثیر این پارامتر می باشد ، چراکه پارامتر نسبت فشار ارتباط مستقیمی با نیروی محوری ، مصرف سوخت و راندمان موتور دارد. وزن موتور نیز ، ارتباط مستقیمی به نسبت فشار دارد. برای نمونه ، برای افزایش نسبت فشار ممکن است لازم باشد ، تعداد

[۱] Compressor pressure ratio

مراحل کمپرسور نیز افزایش یابد ، که نتیجه ی آن ، سطح بالاتری از فشار و دما داخل ژنراتور گاز ، خواهد بود. این امر به نوبه خود ، نیاز به موتوری سنگین تر را ضروری می نماید ، زیرا علاوه بر اینکه موتور باید دوباره طراحی شود تا تحمل میزان فشار بالا تر را داشته باشد ، توربین و محفظه ی سوخت نیز معمولاً باید حجیم تر و سنگین تر شوند.

پارامتر دبی جرمی جریان ، نشان دهنده ی میزان جریان هوایی است ، که کمپرسور قادر است در واحد زمان (که معمولاً یک ثانیه می باشد) پردازش کند. جدا از اهمیت این پارامتر برای تحلیل سیکل گرمایی ، این پارامتر امکان دسته بندی موتور های مذکور ، از حیث اندازه ی موتور را فراهم می سازد.

هر سه پارامتر عملکرد ، ارتباط نزدیکی با یکدیگر دارند. برای نمونه ، تغییر در دبی جرمی جریان به طور مستقیم نسبت فشار را تحت تأثیر قرار می دهد ، و در بیش تر موارد کارایی موتور نیز تغییر می یابد. از آن جایی که با تغییر شرایط پرواز ، پارامتر ها نیز تغییر می کنند ، داده هایی که درمورد دسته بندی موتور ها داده شده اند ، معمولاً به شرایط استاندارد تصویب شده ، ازجمله سرعت پرواز صفر، ارتفاع صفر، نیروی محوری بیشینه (به داده های موتور در بخش ضمیمه مراجعه کنید) رجوع داده می شوند.

کمپرسور های امروزی به بازدهی ۹۰ درصد ، نسبت تراکم ۱۶:۱ (۳۰:۱ با موتور های توربوفن نسبت کنار گذاری بالا) و دبی جرمی جریان تا ۲۰۰ kg/s (تا ۹۰۰ kg/s با موتور های توربوفن دارای نسبت کنار گذاری بالا) رسیده اند.

۴.۲ انواع کمپرسور ها

اصولاً دو نوع کمپرسور موجود بوده و مورد استفاده قرار می گیرند:

- کمپرسور جریان گریزازمرکز (سانتریفوژ)
- کمپرسور جریان محوری

زمانی که تکنولوژی موتور ها در نخستین دوره ی رشدش قرار داشت (تا سال ۱۹۵۰)، اگرچه هواپیما های جنگنده ی آلمان در جنگ جهانی دوم از کمپرسور های جریان محوری استفاده می کردند ، اما کمپرسور سانتریفوژ شعاعی نوع غالب بود ، و در هواپیما های جنگنده ی نظامی غربی و شوروی استفاده می شد. امروزه کمپرسور های سانتریفوژ صرفاً در موتور های کوچک ، از قبیل موتور های بادکش[۱] در هلیکوپتر ها ، واحد

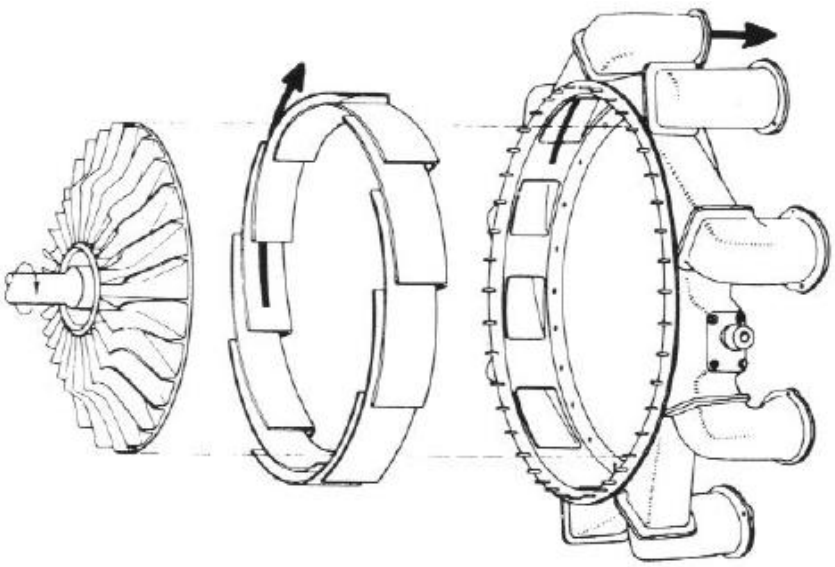
[۱] Shaft engines

های قدرت کمکی[1] ، موتور های هواپیما های توربین‌دار و برخی از موتور های کم‌فشار در هواپیما های تجاری مورد استفاده قرار می گیرند. اما در بیش تر موتور ها ، کمپرسور های جریان محوری به کار می رود. دلیل برتری این نوع کمپرسور ، قابلیت آن در کارکردن با دبی جرمی بالا جریان ، می باشد. این قابلیت یکی از پیش نیازهای موتور های نیروی محوری بالا است ، که در هواپیما های راندمان بالای امروزه ، مورد استفاده قرار می گیرد.

این اسم هایی که به دو نوع مختلف ، به کمپرسور داده شده است ، به خاطر مسیر جریان می باشد ، که وابسته به محور بدنه ی کمپرسور است. در یک کمپرسور سانتریفوژ ، هوای کمپرس شده ، به صورت شعاعی خارج می شود ، و با محور اسپول زاویه ی ۹۰ درجه دارد ؛ در حالی که در یک کمپرسور جریان محوری ، مسیر خروج با محور اسپول موازی است.

۴.۲.۱ کمپرسور سانتریفوژ

یک کمپرسور گریزازمرکز به طور اصولی شامل یک پروانه ی چرخان[2] ، یک دیفیوزر ثابت ، و یک چند راهه (منیفولد)[3] برای جمع‌آوری و هدایت هوای متراکم شده ، می باشد. نسبت فشار می تواند با قرار دادن دو کمپرسور یک وجه در کنار هم افزایش یابد. این کار در موتور های رولزرویس (Rolls Royce) که به تنهایی ، و با غلبه بر رقیبان توانست ، تأمین کننده ی نیرو در حمل و نقل هواپیمایی Fokker Friendship باشد ، با موفقیت انجام شد.

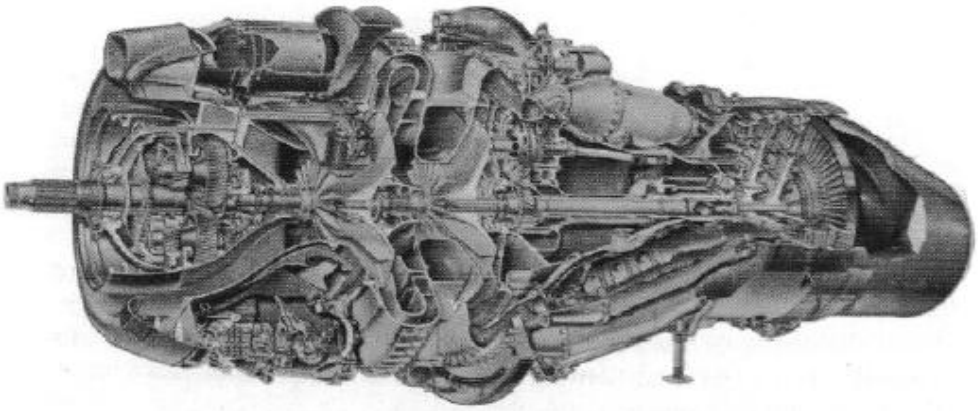


[1] Auxiliary power unit

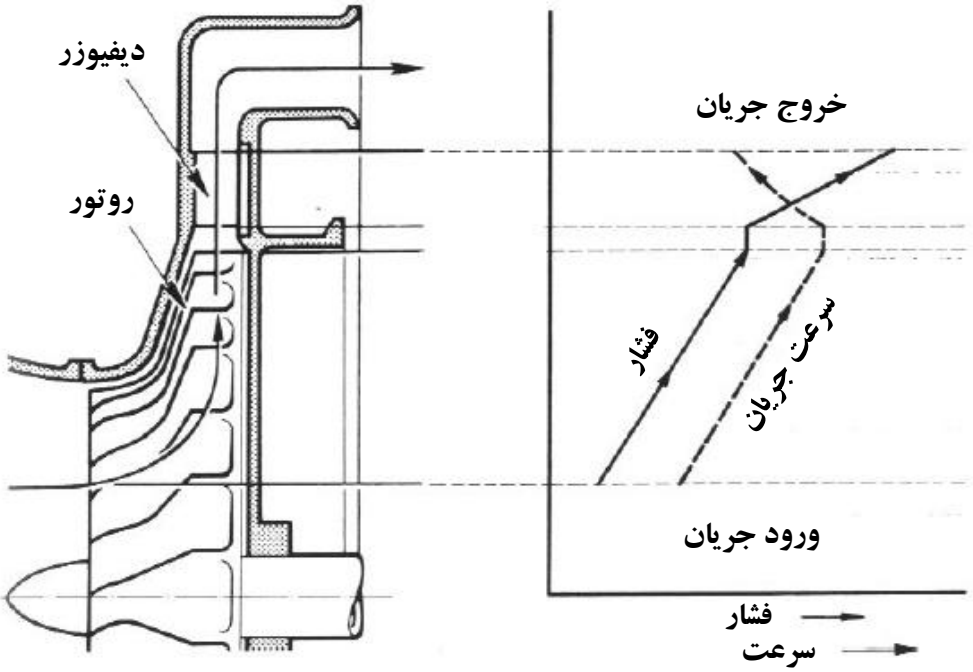
[2] Impeller

[3] Manifold

شکل ۴۱ اجزاء یک کمپرسور شعاعی تک مرحله ای



شکل۴۲ موتور هواپیمایی رولزرویس با دو کمپرسور شعاعی که پشت سرهم قرار داده شده اند.



شکل ۴۳ دامنه ی سرعت و فشار در یک کمپرسور گریزازمرکز

یکی از مشتقات کمپرسور یک وجه ، کمپرسور دو وجه می باشد ، که برای جریان هوای داده شده ، قطر دایره‌ی کوچکتری داشت. اما این نوع کمپرسور به دلیل مشکلات در تأمین پره ی رو به عقب ، و به دلیل پیشرفت‌های تکنیکی با هدف کاهش حجم موتور، دیگر در کاربردهای هوانوردی مورد استفاده قرار نمی گیرد.

از مزیت های عمده ی کمپرسور سانتریفوژ ، می توان به نسبت فشار بالا بر مرحله (نزدیک ۵:۱) ، و هزینه ی پایین ساخت اشاره کرد ؛ این دو ویژگی ، هم برای بازار موتور های کوچک ، و هم برای صنعت خودرو جذاب و مورد توجه است.

قاعده ی عملیاتی

پروانه توسط توربین به حرکت درمی‌آید و با سرعت بالایی شروع به چرخیدن می نماید ؛ سرعت پروانه بین ۲۰۰۰۰ تا ۳۰۰۰۰ rpm است ، که بسته به اندازه ی موتور مشخص می شود. در ورودی پروانه ، نزدیک توپی ، هوا فرو برده می شود ، و توسط مجموعه‌ای از پره‌های هدایت کننده‌ی ورودی ، به سمت محیط بیرون کمپرسور هدایت می شود (شکل ۳ ۴). جریان هوا توسط سرعت گردش بالای پروانه تحریک می شود. این فرایند نه تنها باعث می شود فشار جریان هوا افزایش یابد ، بلکه همزمان با سرعت بالایی از پره خارج می شود. در بخش دیفیوزر ، انرژی جنبشی این هوای پرسرعت به انرژی فشار تبدیل می شود ، که نتیجه ی آن جریان هوایی ، با فشار بالا و سرعت پایین می باشد. دیفیوزر این وظیفه را نیز انجام می دهد که هم جریان هوا را راست و کند ، و هم مسیر آن را ۹۰ درجه تغییر دهد ، تا بدین ترتیب برای جریان یافتن ، در چند راهه ، مناسب باشد. در عمل ، نصف فشار افزایش یافته توسط پروانه ، و نصف دیگر آن در بخش دیفیوزر انجام شده است (شکل ۳ ۴).

در کمپرسور های سانتریفوژ ، معمولاً نزدیک ۵:۱ ، افزایش فشار به میزان زیاد و با بازدهی ۸۰ درصد ، ممکن می باشد. می توان نسبت فشار را با بالا بردن سرعت چرخش افزایش داد ، اما بازدهی به سرعت پایین می آید. دلیل این امر این است که سرعت زاویه ای جریان هوایِ در حالِ خروج از پره ، در سرعت سوپرسونیک خواهد بود و این باعث شکل گیری موج های ضربه ای درون دیفیوزر و بروز اتلاف و خسارات متعاقب می شود.

قراردادن دو پروانه پشت سرهم ، مانند آن چه در موتور رولزرویس انجام شده است، راه حل مهندسی زیرکانه ای است ، برای افزایش فشار ، بدون افزایش سرعت چرخش مجاز. اما گرداندن ۱۸۰درجه ای جریان، پشت اولین مرحله، منفعت کم تری دارد ، زیرا وزن موتور را افزایش می دهد. از این گذشته، تغییر جهت افراطی جریان هوا ، آن را متمایل می کند ، که در طول عبورش ، جریانی نامنظم و منحرف داشته باشد ، که این امر نیازمند طراحی بسیار دقیقی است ، تا اتلاف و خسارت را به حداقل برساند.

۴.۲.۲ کمپرسورهای محوری

بیش تر موتور های هواپیمایی توربو که امروزه مورد استفاده قرار می گیرند ، دارای کمپرسور های محوری هستند. این کمپرسور محوری بود که نسل مدرن موتور های فشار بالا و فشار متوسط را میسّر نمود ؛ هماخنین به نوبه خود ، در پیشرفت صنعت هواپیمایی تأثیرگزار بود.

مزیت اصلی کمپرسور های محوری ، قابلیت آن ها در تأمین دبی بالای جرمی جریان ، و نسبت های بالای فشار با هم در یک زمان می باشد. این ها ویژگی هایی هستند که کمپرسور های سانتریفوژ ، به دلیل روش تراکم کردن آن ها، نمی توانند تأمین کنند. هماخنین، کمپرسور های محوری:

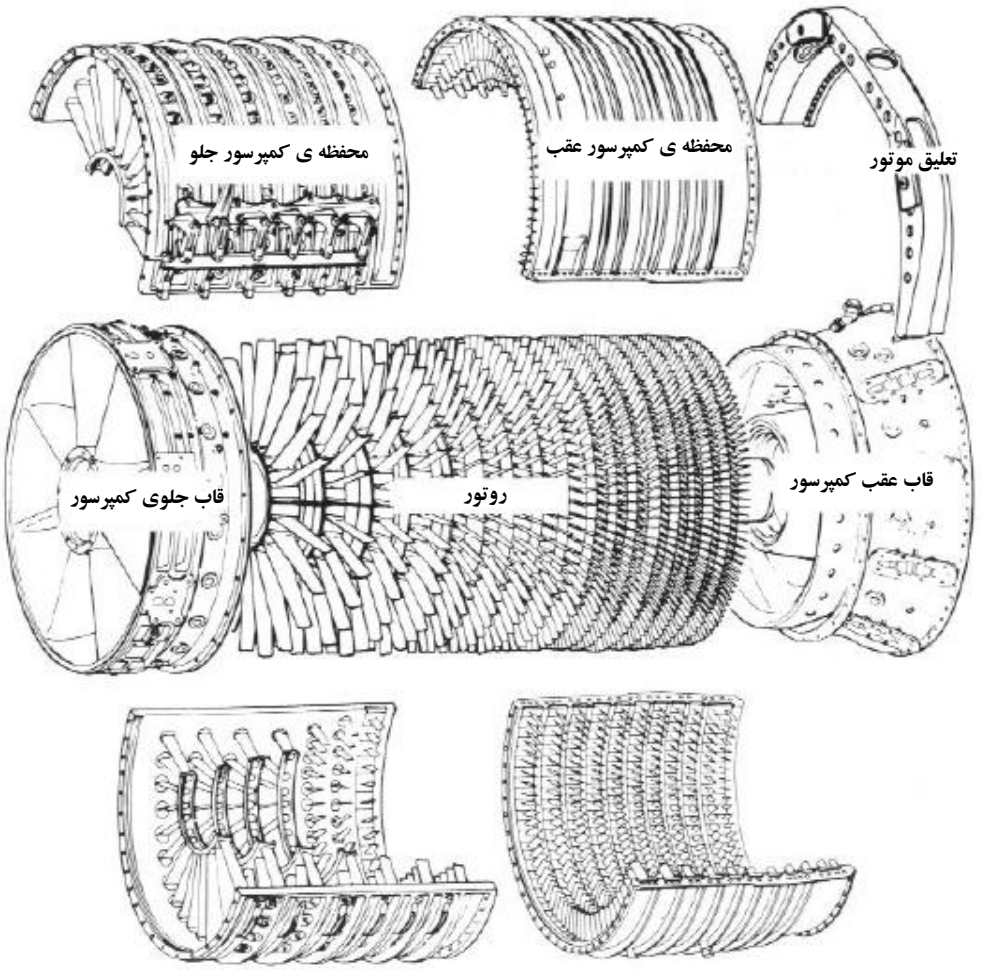
- از لحاظ درونی سودمند و با مزیت اند؛ زیرا در آن ها جریان هوا در راستای یکنواخت می باشد ، که با این ویژگی نیاز به گرداندن و تغییر جهت دادن ، برطرف می شود.
- از لحاظ بیرونی سودمند و با مزیت اند؛ زیرا تقاطع کوچکتر باعث کاهش نیروی پسای آیرودینامیک گهواره موتور می شود.

روش متراکم کردن هر کدام از انواع کمپرسور ها ، با دیگری تفاوت دارد. در یک کمپرسور سانتریفوژ انرژی مکانیکی توسط نیروهای گریزازمرکز منتقل می شود ، درحالی که در یک کمپرسور جریان محوری انرژی توسط نیروهای آیرودینامیک منتقل می گردد. اما از آن جایی که جریان هوا در یک کمپرسور محوری پخش می شود (به این معنا که ، فشار بالا، سرعت پایین) ، به انحرافات و اختلالات جریان بسیار حساس‌تر است. این باید موقع تعریف پوشش عملیاتی این موتور ها مد نظر قرار بگیرد. دیگر اشکال کمپرسور جریان محوری ساختار پیچیده آن است ، که سهم بسیار زیادی در هزینه و وزن موتور ، دارد.

ساختمان کمپرسور

کمپرسور محوری معمولاً از تعداد زیادی بخش های انفرادی ، با کارایی مختلف ساخته شده است. اگرچه موتور های گوناگونی در بازار موجود می باشند ، که هرکدام بسته به کارایی‌شان با دیگر موتور ها تفاوت هایی دارند ، اما درهرکدام از آن ها اجزاء خاصی وجود دارد ، که می توان گفت در تمام کمپرسور ها مشترک‌اند. این اجزاء عبارتند از:

- قاب جلویی کمپرسور
- پوشش کمپرسور با پره های استاتور
- روتور همراه با پره های روتور
- قاب عقبی کمپرسور



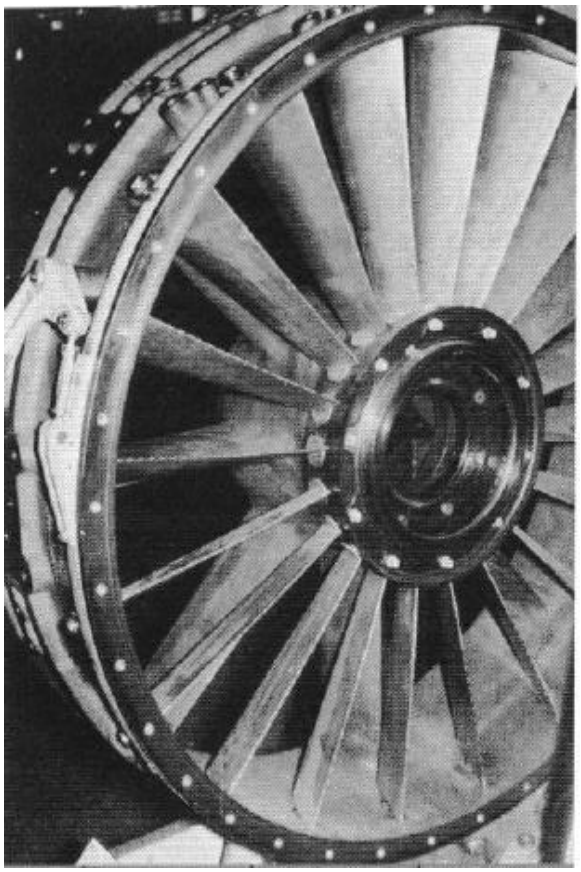
شکل ۴۴ ترکیب کمپرسور محوری (توربوجت J79 ژنرال الکتریک)

قاب جلویی کمپرسور

جریان هوا، پس از این که توسط لوله ی مکش هوا به سطح کمپرسور رسانده می شود ، اول از قاب جلویی عبور می کند. قاب جلویی یک ساختار سبک‌وزن، یک تکه و رینگ مانند است ، که از آلیاژ آلومینیوم یا استیل ساخته می شود ؛ و معمولاً ابتدا ریخته گری سپس با دستگاه ساخته می شود. اجزاء خاص این قاب عبارتند از: یک رینگ ی بیرونی، یک توپی درونی و ۶ تا ۸ پایه های تقویت کننده با شکلی که مقاومت هوا را درمقابل آن کم می کند.

وظیفه ی قاب جلویی کمپرسور این است که یاتاقان جلویی بخش روتور را جا دهد و توسط پایه‌های تقویت کننده نیروهای بخش روتور را به پوشش بیرونی منتقل کند. لبه ی بیرون آمده ی عقبی قاب ، با پوشش کمپرسور که توسط پیچ به آن محکم می گردد ، کاملاً جفت می شود. پایه های تقویت کننده ، توخالی می باشند، تا برای مثال، لوله ی مخصوص روغن‌کاری و پاک‌کردن یاتاقان جلویی را در خود جای دهند؛ هماخنین

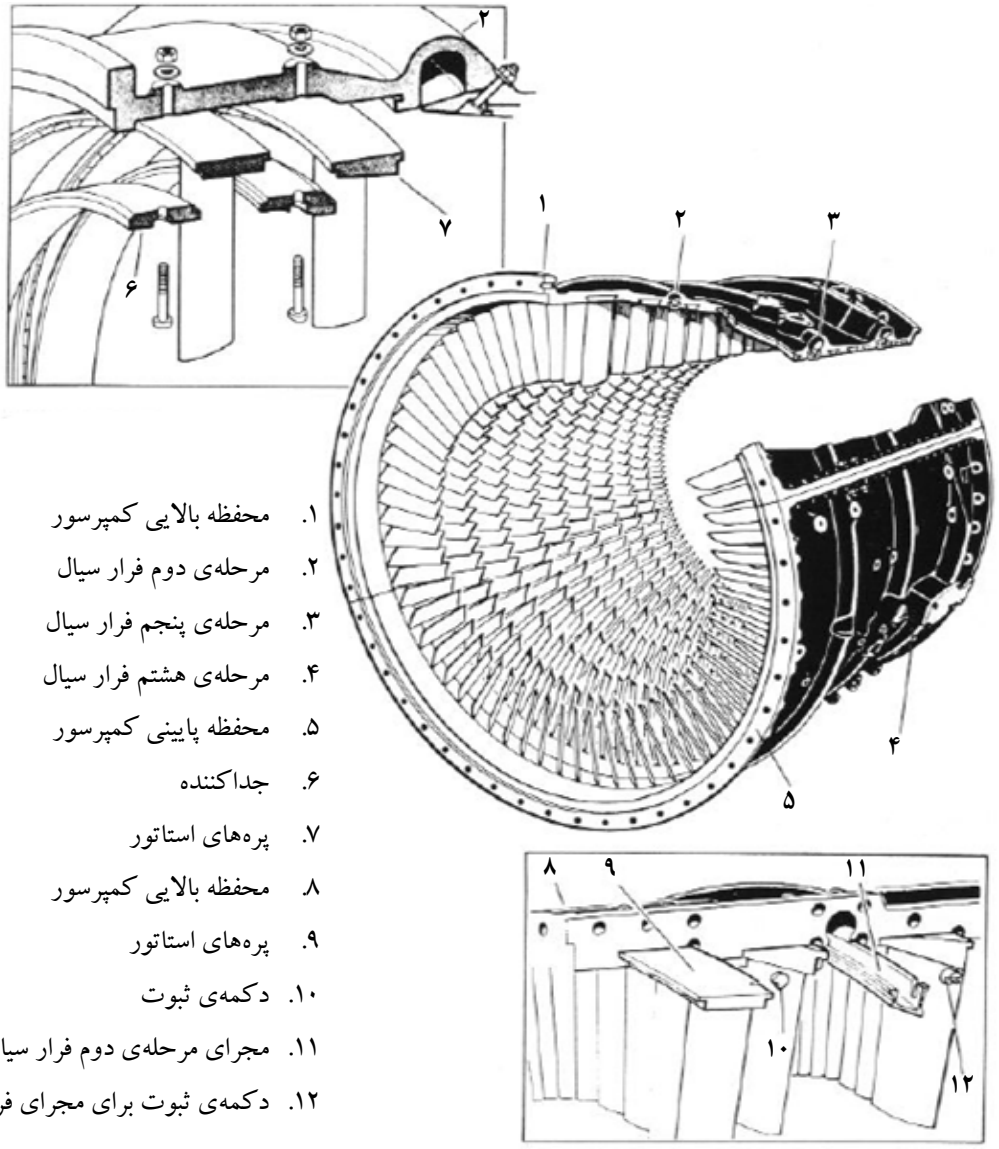
جایی که یک استارتر الکتریکی جلوی یا بالای محور نصب می شود ، فضایی مناسب برای کابل های الکتریکی آن را فراهم می نمایند.



شکل ۴۵ قاب جلویی کمپرسور موتور توربوجت J79 ژنرال الکتریک که پشت مشاهده می شود. پره‌های هدایت کننده ی داخلی تغییرپذیر با لبه‌ی عقبی کار خروج هوای ضدیخ را انجام می دهند.

معمولاً از محور کمپرسور برای به حرکت درآوردن اجزاء فرعی نیز ، نیرو گرفته می شود. این کار به وسیله ی یک جعبه دنده‌ی داخلی و یک محور شعاعی که درون یکی از پایه ها قرار دارد ، و جعبه دنده‌یِ انتقالِ پایینِ موتور را به اجزاء فرعی متصل می کند ، انجام می شود. داخل پایه های توخالی به عنوان گذرگاه هوای ضدیخ نیز استفاده می شود ؛ این هوای ضدیخ ، از یخ زدن خود پایه ها جلوگیری می کند.

بعضی از موتور ها دارای پره‌های هدایت‌کننده‌ی داخلی در قسمت پایین پایه های تقویت کننده می باشند تا جریان پره‌های چرخان کمپرسور بهتر هم تراز و یکنواخت شود. اگر موتور در معرض تغییرات مکرر در سرعت و ارتفاع باشد، مانند آن چه در هواپیما های جنگنده اتفاق می‌افتد ، این امر ممکن است لازم و ضروری شود. درمثال خاص موتور J79 ژنرال الکتریک ، پره‌های هدایت‌کننده توخالی می باشند ، تا اجازه دهند هوای داغ از آن‌ها عبور کند ، و در لبه‌ی عقبی خارج شود.



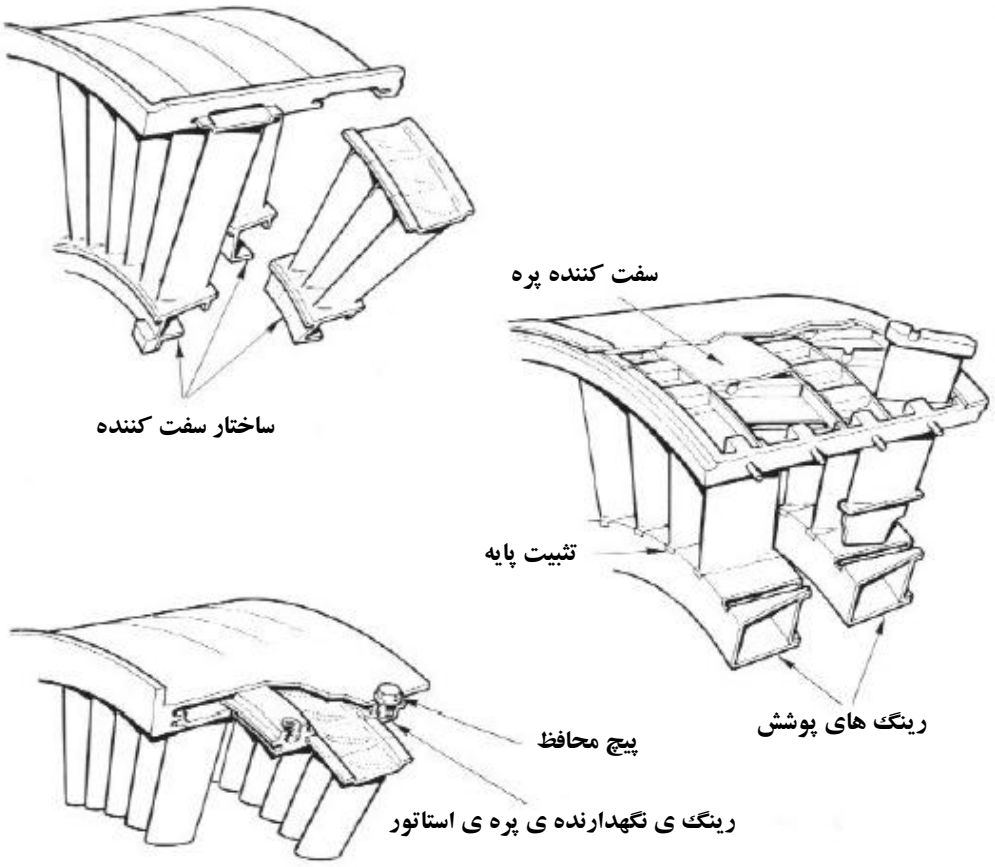
۱. محفظه بالایی کمپرسور
۲. مرحله‌ی دوم فرار سیال
۳. مرحله‌ی پنجم فرار سیال
۴. مرحله‌ی هشتم فرار سیال
۵. محفظه پایینی کمپرسور
۶. جداکننده
۷. پره‌های استاتور
۸. محفظه بالایی کمپرسور
۹. پره‌های استاتور
۱۰. دکمه‌ی ثبوت
۱۱. مجرای مرحله‌ی دوم فرار سیال
۱۲. دکمه‌ی ثبوت برای مجرای فرار سیال

شکل ۴۶ محفظه کمپرسور (توربوجت اورندا۱۴)

محفظه کمپرسور

محفظه کمپرسور ، یک ساختار لوله مانند است که معمولاً از درازا ، دونیم شده تا دو عمل ترکیب بندی ، و تمیزکردن موتور ، آسان باشد. پس از این که روتور در محفظه نصب می شود ، هر دو نیمه با لبه‌های طولی به یکدیگر ، پیچ می شوند. جنس محفظه معمولاً تیتانیوم سبک چکش کاری شده ، می باشد، اما درگذشته فولاد ضد زنگ ، مورد استفاده قرار می گرفته است. موتور های پیشرفته و پرکاربرد امروزی ، از جنس‌های آلیاژ شده ، بهره می ساخت. این آلیاژها به طور خاصی تولید شده اند تا انبساط محفظه را ممکن سازند ؛ انبساط محفظه به دلیل گرم‌شدن ، درطول زمان فعالیت موتور رخ می دهد. با این حال ، این آلیاژها در قسمت لبه‌های روزنه ی نوک روتور ، خوب عمل می کنند و با این که امکان انبساط محفظه را فراهم می سازند ، در این قسمت نیز

باعث اشکال و ایرادی نمی شوند. مثال این نوع جنس های آلیاژ ، ترماکس[1] ، ساخت شرکت اینکونل[2] می باشد ، که در موتور Pratt & Whitney4084 برای تأمین نیروی بویینگ ۷۷۷ ، مورد استفاده قرار گرفت.



شکل ۴۷ پره ی استاتور[3] که به پوشش محکم شده است

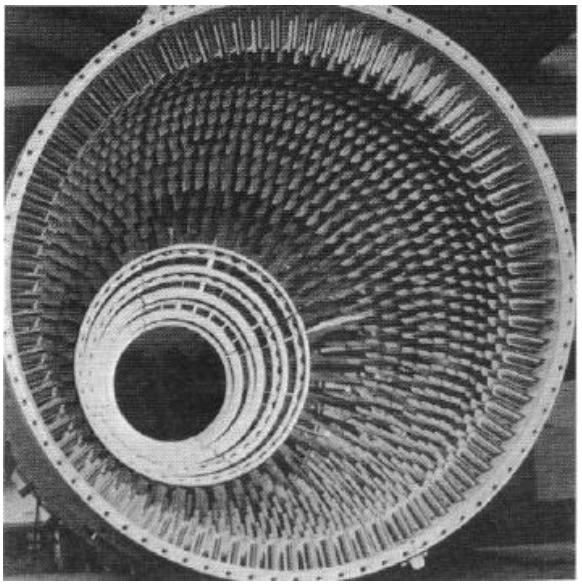
سطوح داخلی محفظه کمپرسور با شیارهای T شکل ، ماشین‌کاری شده اند تا پره‌های استاتور را نگه دارند. موتور های امروزی دارای پره‌های هدایت‌کننده ی داخلی (IGV) نیز هستند ، تا تنظیم جریان هوا را جهت دهی کنند. در این مورد ، جایگاه های یاتاقان پره ی متغیر توسط سوراخ های شعاعی و خزانه دار کردن از میان تیغه های پشتیبانی شده ی پیرامون شکل می گیرد.

همیشه بخشی از هوای متراکم شده (و بدین ترتیب گرم شده) جدا می شود ، یا با چند راهه ی تجزیه ای که در کمپرسور تعبیه شده ، یا در پره های توخالی استاتور. این هوای متراکم شده ، و جدا شده برای سیستم های هواپیما نظیر ، سیستم تنظیم فشار و گرمای هوای درون هواپیما ، ضدیخ لبه‌های بال ، و برای کنترل دمای

---

[1] Thermax
[2] Inconel
[3] Stator

سیستم های الکترونیک مورد استفاده قرار می گیرد. خود موتور نیز هم برای کاربرد ضدیخ در پایه های تقویت قاب جلویی و قسمت بالایی دماغه و هم برای خنک کردن پره‌ها و قاب توربین به این هوای جدا شده نیاز دارد.



شکل ۴.۸ مجموعه‌ی محفظه یک موتور جت پیشرفته و پرکاربرد ممکن است ، صد ها پره در استاتور داشته باشد (استاتور موتور J79 ژنرال الکتریک، که از پشت مشاهده می شود.)

پره های استاتور در کمپرسور بسته می شوند ؛ حال یا به طور مستقیم و با شیار های T شکل ، بسته می شوند یا توسط رینگ‌های نگهدارنده. اگر به طور مستقیم محکم شده باشند ، می توان قسمت نوک آن ها را کاملاً پوشاند تا اتلاف جریان به حداقل برسد. در مرحله های جلویی پره های طویل تر ، معمولاً به صورت گروهی نصب می شوند؛ این کار به عنوان تدبیری برای مقابله با لرزش پره انجام می شود.

در کمپرسور هایی که در استاتور شان از رینگ‌های نگهدارنده پره ، استفاده می شود ، معمولاً انتهای پره ها ، شکل دم‌فاخته است ، و حالت محوری دارد ، که درون رینگ‌ها جفت می شود. بعد از این که هر رینگ نیم دایره ای با پره ی مناسب خود جفت شد ، رینگ های آماده شده درون شیار های محفظه قرار می گیرند ، و طوری محکم قفل می شوند که به هیچ وجه دور محفظه نمی چرخند.

پره‌های هدایت‌کننده ، برای اعمال مسیر مطلوب به جریان و هماخنین برای تبدیل سرعت چرخش خروجی روتور ، برای افزایش فشار استاتیکی ، مورد استفاده قرار می‌گیرند. تعداد این پره های هدایت‌کننده ، در یک کمپرسور می تواند خیلی قابل توجه باشد ؛ در برخی موارد تا چند صد عدد می رسد.

مجموعه ی روتور

روتور پیچیده‌ترین جزء یک کمپرسور شناخته می شود. در بعضی از کمپرسور ها ، مخصوصاً کمپرسور های موتور های نسبت کنار گذاری بالا ، انرژیی برابر با ده ها هزار اسب بخار پردازش می شود. چنین شرایط باری سنگین ، نیازمند روش منحصر به فرد ساختار روتور می باشد.

طراحی کلی روتور ، ممکن است از نوع سیلندر استوانه ای[۱] یا دیسکی[۲] باشد ، یا ساختاری ترکیبی از محور و دیسک داشته باشد. در یک روتور صفحه‌ای (که رایج‌ترین ساختار می باشد) ، پره های روتور روی دیسک های واحد سوار می شوند. سپس این دیسک ها به طور مجزا به محور روتور محکم می شوند ، و غالباً توسط رینگ های فاصله دهنده ، از یکدیگر ، فاصله می‌گیرند. ساختار روتور های تولید شده توسط تولیدکننده های مختلف با یکدیگر تفاوت دارد ؛ اما قاعده ی انتقال هم زمان نیروی روتور و عملکرد محوری ، ویژگی مشترک همه ی روتور های جریان محوری می باشد.

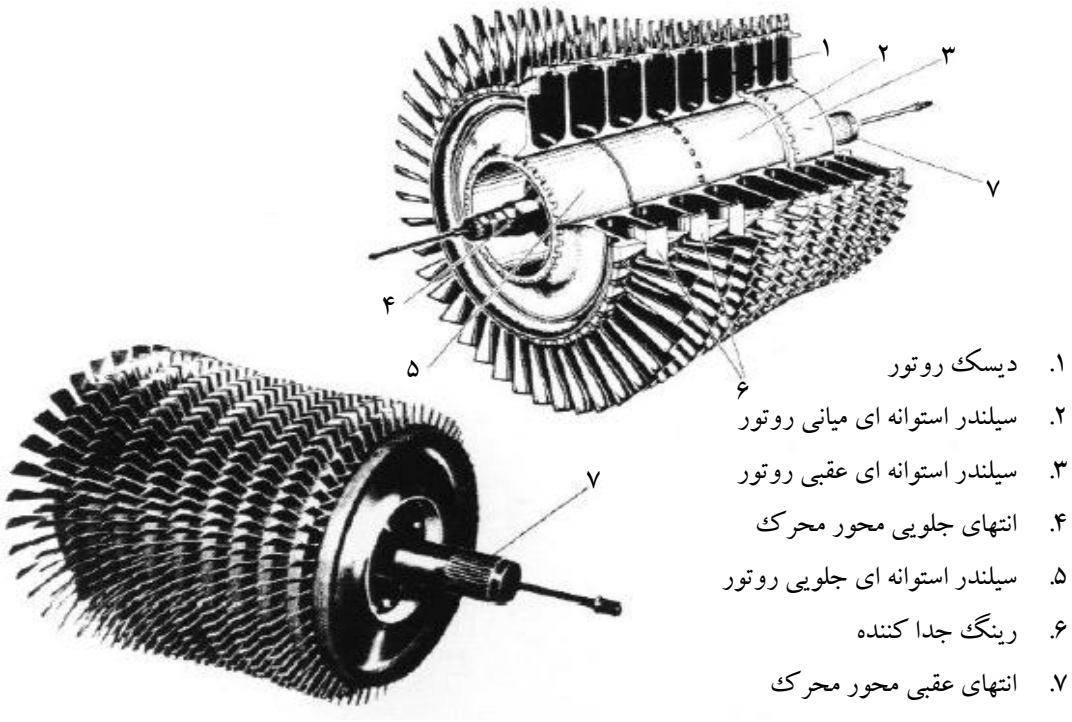
شکل پره های روتور (مانند پره های استاتور) همانند یک بال کوچک‌شده ، که نمایان گر مقطع آیرودینامیکی است ، می باشد. اما یک پره ی روتور برخلاف یک بال هواپیما ، ممکن است از پایه تا نوک خمیدگی و پیچش گزاف و زیادی داشته باشد ، تا بدین‌ترتیب در تمام طول پره زاویه ی حمله ، به جریان بهینه باشد. دلیل این امر آن است که ، قسمت پایه بسیار آهسته تر از قسمت نوک حرکت می کند ، و جریان را از زاویه ی دیگری می بیند. ضرورت پیچش پره از آن جا است که سرعت محوری باید در تمام طول مسیر جریان مدام حفظ شود. با افزایش فشار ، طول پره ها نیز به طور تصاعدی و با همان نسبت ، درقسمت پایین کاهش می یابد.

اگرچه چندین دهه از تولید روتور های سیلندر استوانه ای مانند می گذرد، اما هر کدام از روتور های تولید شده در طول این بازه‌ی زمانی ، می تواند مثال خوبی برای توضیح دادن اصول اساسی این نوع روتور باشد (شکل ۹ ۴). این موتور مدل Orenda 14 کانادایی است ، یک موتور کهنه‌کار و پیش‌کسوت که زمانی در جنگنده‌های Sabre F 86 ، دهه‌ی پنجاه ، مورد استفاد بوده است.

سیلندر استوانه ای این موتور شامل سه ترکیب است که درکنارهم همراه با دو قسمت انتهای محور محرک توسط پیچ جفت شده‌اند ، تا یک دستگاه واحد شکل دهند (شکل ۱۰ ۴). اتصالات این بخش با پیچ های چفت کننده ساخته می شوند ، که نیروی گشتاور را از انتهای محور دندانه‌دار عقب ، که خود به محور توربین متصل است، منتقل می کند.

---

[۱] Drum
[۲] Disk

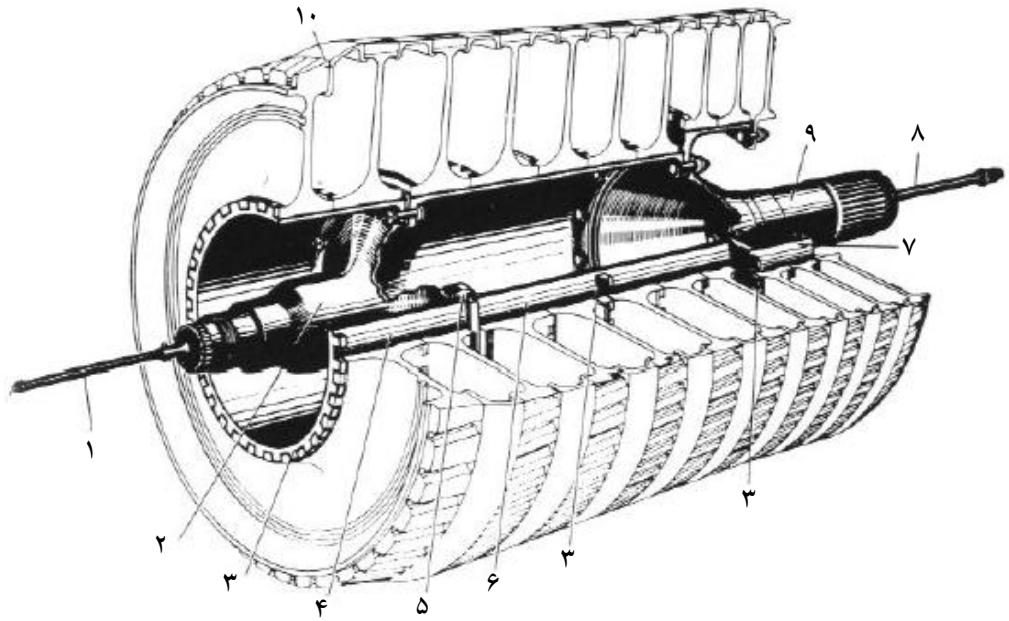


۱. دیسک روتور
۲. سیلندر استوانه ای میانی روتور
۳. سیلندر استوانه ای عقبی روتور
۴. انتهای جلویی محور محرک
۵. سیلندر استوانه ای جلویی روتور
۶. رینگ جدا کننده
۷. انتهای عقبی محور محرک

شکل ۴۹ روتور کمپرسور (موتور توربوجت Orenda 14)

از آن جایی که روند نگه داشتن پره های روتور در جای خود در شرایطی که بار قابل ملاحظه ای را انتقال می دهند بسیار مهم است، این امر باعث شده ، به روش های محکم نمودن پره ها به روتور توجه بیش تری شود. دو نوع طراحی پایه ی پره وجود دارد ، که از ابتدا مورد استفاده بوده: درخت صنوبری[۱] و دم فاخته‌ای[۲]. هر دو این طراحی ها به پره ها اجازه می دهند ، که به طور محکم به صفحه متصل باشند و در آن واحد به فضا اجازه می دهند که در طول فعالیت موتور انبساط ، پیدا کند (شکل ۱۱ ۴). اساس درخت صنوبری ، پیچیدگی بسیار زیادتری دارد ، و تنها در شرایطی استفاده می شود که بار پره ها بزرگ است ؛ درحالی که دم فاخته‌ای ساده تر بوده و هم اکنون طراحی متداول تر به شمار می‌آید. طراحی دم فاخته‌ای ، ممکن است از نوع محوری باشد ، که عمدتاً در مرحله های جلویی استفاده می شود ، یا از نوع جانبی باشد ، که غالباً در مرحله های فشار بالا مشاهده می شود. یک روش ساده اما درعین حال مفید و کارامد دیگر هم وجود دارد ، و آن این است که پره ها را با پیچ های چفت‌کننده ، محکم نمود. نمونه ای از این روش، پره های فن در موتور TF 34 ژنرال الکتریک ، می باشد

[۱] Fir - tree
[۲] Dovetail

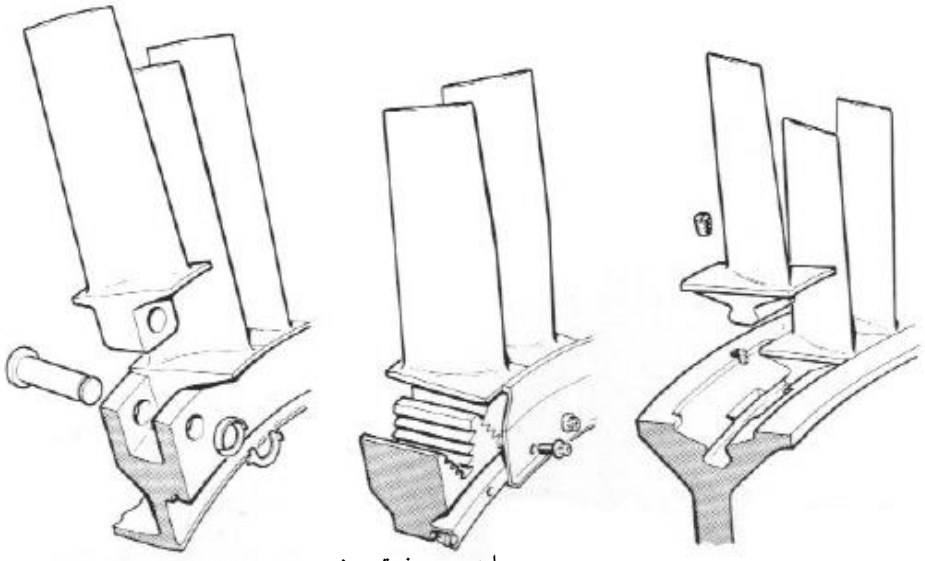


۱ میله‌ی چفت برای محور روتور دندانه دار	۲ انتهای جلویی محور محرک	۳ کوپلینگ گیره	۴ سیلندر استوانه ای جلو	۵ برش پین
۶ سیلندر استوانه ای میانی	۷ سیلندر استوانه ای عقب	۸ میله ی نگه دارنده	۹ انتهای عقبی محور	۱۰ دیسک مرحله‌ی اول

شکل ۱۰ ۴ ساختمان روتور سیلندر استوانه ای. توسعه و پیشرفت دهه‌ی پنجاه به عنوان گامی به سمت روتور پیشرفته و پرکابرد امروزی (Orenda 14)

پره های بلند مرحله های جلویی ، غالباً آزادند ، تا به طور جزیی در پایه شان حرکت کنند. وقتی موتور در حال چرخش است ، این پره ها با نیروی گریزازمرکز شان درجای شان کیپ و محکم می شوند. این روش به عنوان راه حلی برای کاهش تمرکز فشار در قسمت نزدیک پایه ی پره ، سودمند شناخته شده است.

بعد از آخرین مونتاژ روتور ، باید به دقت بررسی شود ، تا تعادل و تراز خوبی داشته باشد.

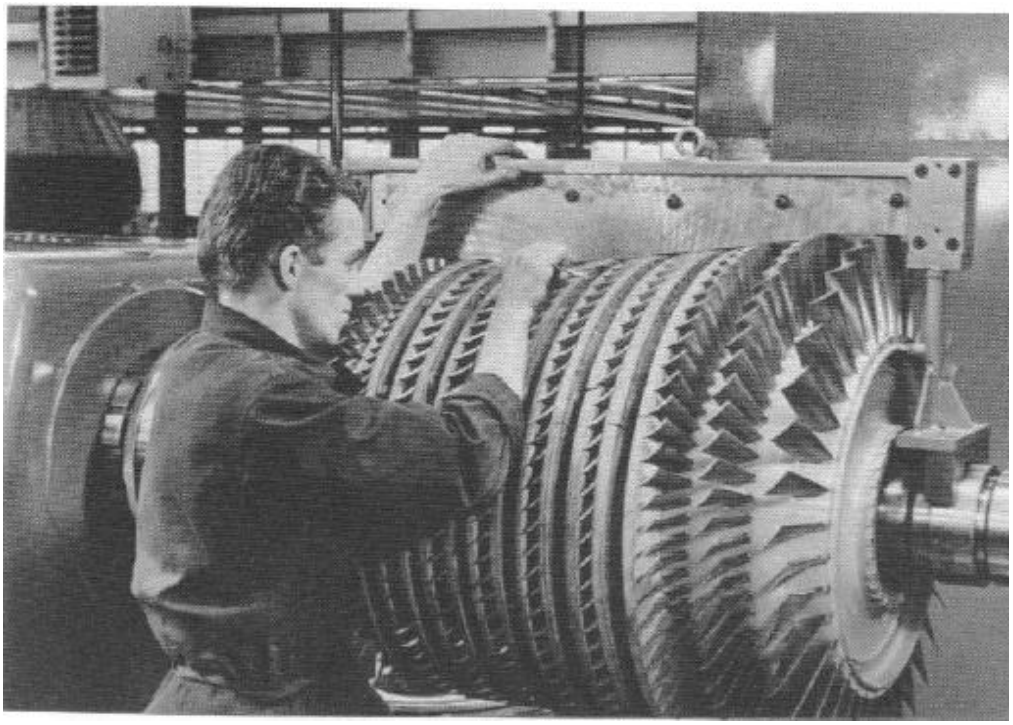


پیچ قفل کننده و پایه ی دم فاخته ای

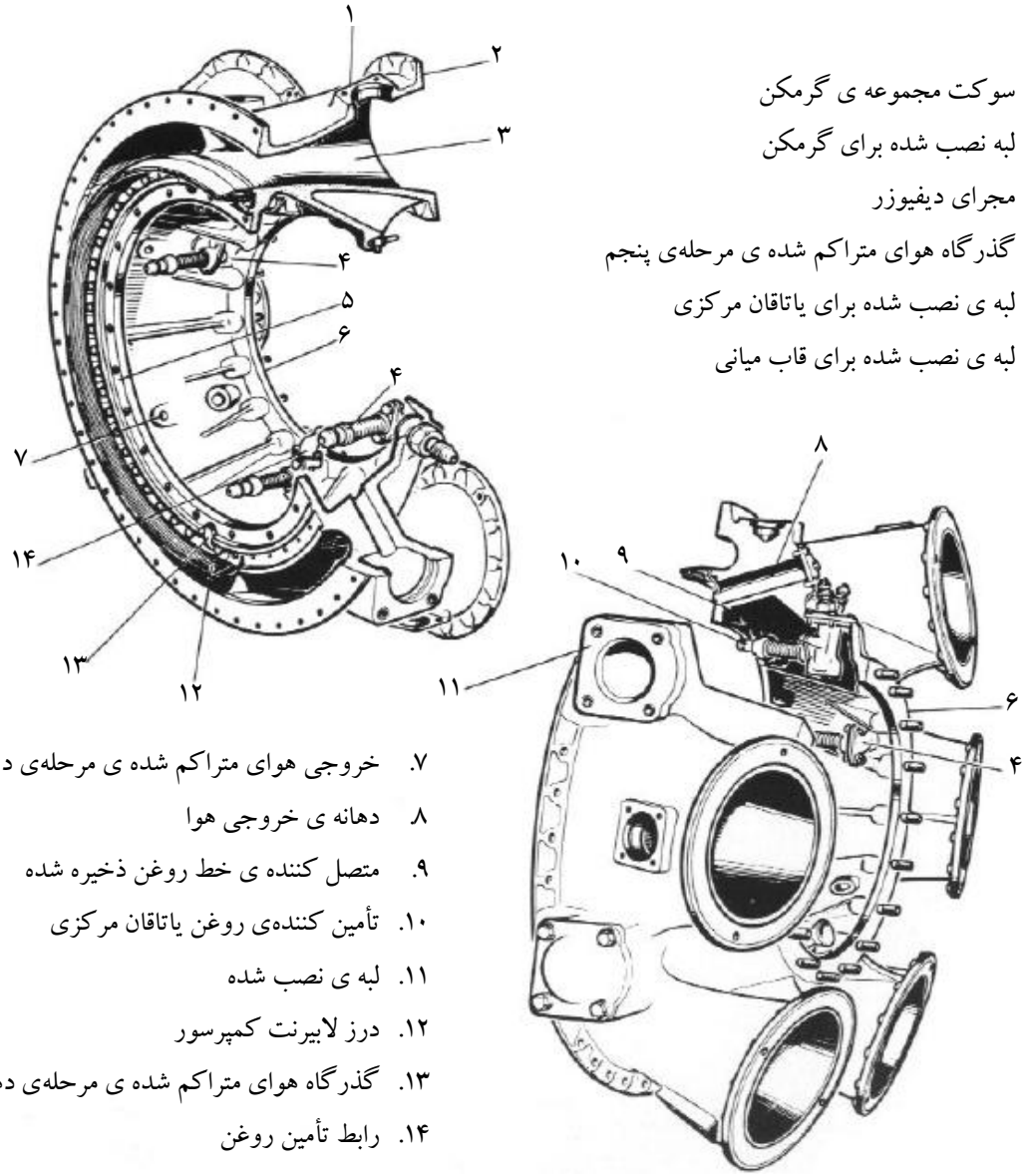
پایه ی درخت صنوبری و صفحه ی قفل کننده

پین نگهدارنده و قفل کننده

شکل۴۱۱ روش‌های محکم کردن پره‌های روتور به دیسک



شکل۴۱۲ بررسی با دقت روتور در طول تمیزکاری (موتور جتOrenda 14، متعلق به دهه‌ی پنجاه)



۱. سوکت مجموعه ی گرمکن
۲. لبه نصب شده برای گرمکن
۳. مجرای دیفیوزر
۴. گذرگاه هوای متراکم شده ی مرحله‌ی پنجم
۵. لبه ی نصب شده برای یاتاقان مرکزی
۶. لبه ی نصب شده برای قاب میانی
۷. خروجی هوای متراکم شده ی مرحله‌ی دوم
۸. دهانه ی خروجی هوا
۹. متصل کننده ی خط روغن ذخیره شده
۱۰. تأمین کننده‌ی روغن یاتاقان مرکزی
۱۱. لبه ی نصب شده
۱۲. درز لابیرنت کمپرسور
۱۳. گذرگاه هوای متراکم شده ی مرحله‌ی دهم
۱۴. رابط تأمین روغن

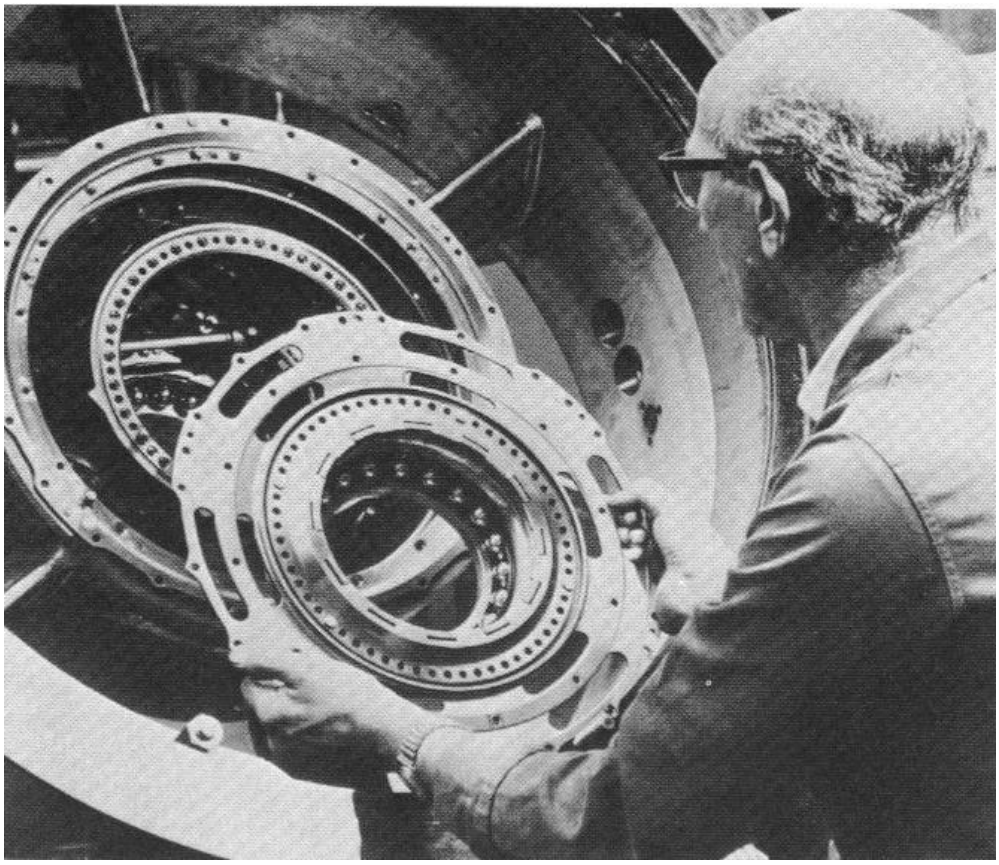
شکل۱۳ ۴ ساختمان قاب عقبی کمپرسور در یک موتور که محفظه سوختش مدل اتاق احتراق لوله های مجزا[1]می باشد و متعلق به دهه‌ی پنجاه است (Orenda 14)

قاب عقبی کمپرسور

وظیفه‌ی اصلی قاب عقبی کمپرسور بر جریان هوا این است که ، جریان هوای فشارده شده را به سمت بخش احتراق هدایت نموده و تحویل آن دهد. بنابراین ، از طراحی مسیر جریان ، می توان نوع بخش احتراقی که در دستگاه به کار رفته را مشخص کرد. وقتی اتاق های احتراق لوله های مجزا در دستگاه مورد استفاده قرارگرفته باشد ، جریان هوا در قاب عقبی باید به طور مساوی بین تمام این اتاق ها تقسیم شود (شکل ۸ ۴). سطح مقطع

[1] Can type

مسیر جریان هوا به طور تصاعدی قابلیت جریان پایین را در عمل کردن مانند یک دیفیوزر افزایش می دهد ؛ بدین صورت که سرعت جریان هوا را کاهش و فشار را افزایش می دهد.



شکل ۴ ۱۴ یاتاقان های نیروی محوری در یک موتور جت اجزائی هستند ، که وظیفه‌ی سنگینی دارند. مونتاژ به دقت یاتاقان در موتور Olympus593 رولز رویس برای حمل و نقل هواپیمای سوپرسونیک کانکورد.

قاب عقبی کمپرسور درزمینه ی نیرو های محوری موتور اهمیت فوق العاده‌ای دارد. در اکثر موارد ، پایه‌ی اصلی موتور در قاب عقبی (یا در بخش محفظه و نزدیک قاب عقبی) قرار دارد ، و از همین‌جا نیروهای محوری به بدنه‌ی هواپیما منتقل می شوند.

مرکز قاب عقبی کمپرسور طوری طراحی شده تا یاتاقان عقب روتور را درخود جای دهد ، یک یاتاقان غلتشی ، که فشار طولی روتور را جذب می کند. در موتور های نیرو محوری بالا ، این یاتاقان ، باید بارهای بسیار زیاد را تحمل کند.

پایه های قاب عقبی کمپرسور، علاوه بر سهیم بودن در قدرت ساختاری دستگاه کمپرسور، می توانند برای سهولت روغن کاری و تمیزکاری یاتاقان نیز مورد استفاده قرار بگیرند ؛ هماخنین می توانند به عنوان ذخیره ای برای هوای متراکم شده نیز مفید باشند.

۴.۳ عملیات مرحله‌ای کمپرسور

کمپرسور های محوری به طور معمول بین ۸ تا ۱۶ مرحله می باشند. فن موتور هایی که نسبت کنار گذاری بالایی دارند ، از این قاعده مستثنی می باشد ؛ که می توان این فن را به عنوان یک کمپرسور تک مرحله‌ای در نظر گرفت.

اصطلاح مرحله ، عبارتی است که ، به یک واحد توربو ماشین خاص ، در هر کمپرسور یا توربین ، داده شده است. در کمپرسور ، یک مرحله ، شامل یک چرخ روتور است که پره‌های چرخان را حمل می کند ، و به دنبال آن ، استاتور می آید ، که پره‌های ساکن یا پره‌های هدایت‌کننده را نگه می‌دارد (شکل ۱۵ ۴). جریان بالایی مرحله ی اول ، می توان از یک استاتور مناسب استفاده نمود تا مسیر جریان بهینه‌ای برای اولین چرخ روتور تأمین شود. این کار با پره های هدایت‌کننده انجام می شود ؛ پره هایی که طوری تنظیم شده‌اند که امکان وضعیت های نیروی محوری مختلفی را فراهم می‌سازند.

عملیات یک مرحله را می توان با درنظر گرفتن جریان در یک مرکز پره ی کم ظرفیت ، معمولاً در وسط توپی و رأس ، به بهترین نحو تصور کرد. نتیجه ی بازبینی ادراکی و تصوری این بخش میانی ، نظمی از مقاطع آیرودینامیکی است که نشان دهنده ی پره های بخش روتور و استاتور است ؛ و با عبارت کاسکد[1] ، نام‌گزاری می شود (شکل ۱۵ ۴ ، مرکز). بررسی آیرودینامیک یک مرحله معمولاً در یک تونل کاسکدی انجام می شود. تونل کاسکدی یک وضعیت تجربی است که در آن کاسکد های یک یا چند مرحله ای تحت شرایط شبیه سازی شده ی جریان ها آزموده می‌شوند.

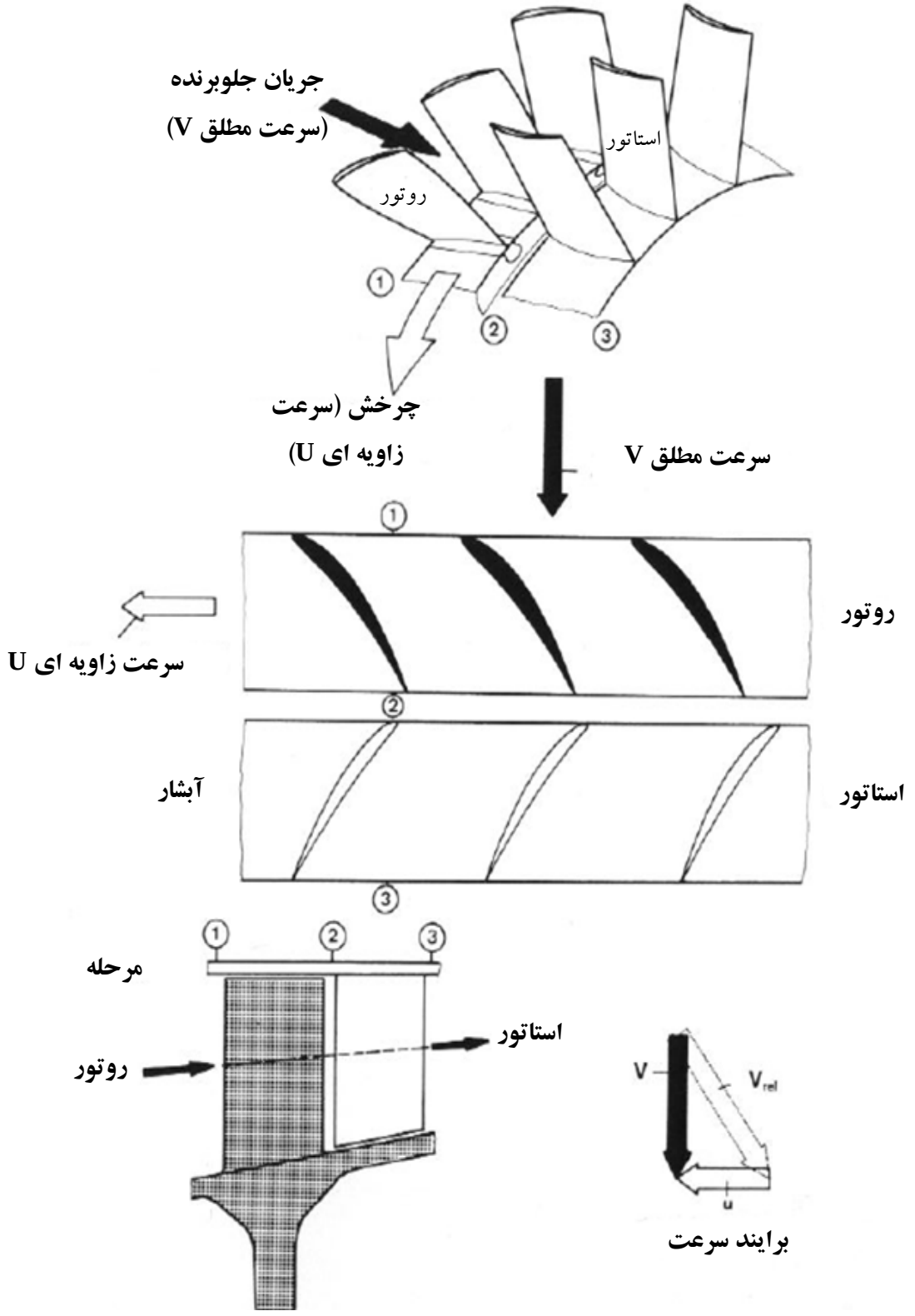
برای اهداف تحقیقاتی ، جریان در یک کاسکد عمدتاً دوبعدی تصور می شود ، درحالی که در یک کمپرسور حقیقی تأثیرات سه بعدی رخ می دهد. اما ما ، پیش از وارد شدن به جزئیات جریان کاسکد ، سرعت جریان را ، به عنوان اصطلاحی برای رجوع به یک چرخ گردان درنظر می‌گیریم.

وقتی جریان با سرعت (مطلق) V به یک پره ی چرخان نزدیک می شود ، از دید پره سرعت نسبی V_{rel} دارد ؛ زیرا پره خودش با سرعت زاویه ای U ، درحال چرخش است. بنابراین باید بین این سه سرعت ، تفاوت قائل شد:

۱. سرعت مطلق V ، که توسط یک ناظر بیرونی که کنار موتور ایستاده ، مشاهده می شود.
۲. سرعت زاویه ای U ، که به سرعت چرخش (rpm) و موقعیت شعاعی بستگی دارد.

[1] Cascade

۳. سرعت نسبی V_{rel} که توسط یک ناظر ، که روی پره ی چرخان نشسته ، و همراه با آن در حال چرخش می باشد ، مشاهده می شود.



شکل ۱۵ ۴ مرحله ی کمپرسور

هر سه این سرعت ها می توانند در یک برایند سرعت با هم ترکیب شوند ؛ یا به همین نحو می توان فرض کرد که سرعت مطلق V ، شامل دو جزء سرعت زاویه ای و سرعت نسبی است. سرعت ها نه تنها دارای بزرگی هستند بلکه دارای راستا نیز می باشند ، و ممکن است به عنوان بردار خوانده شوند ؛ به صورت فلش‌هایی با طولی که مطابق با مقدار سرعت است ، و به مسیر جریان اشاره دارد (مثال: $1cm=100m/s$؛ به شکل ۱۵ ۴ ، قسمت پایین ، سمت راست ، مراجعه کنید).

ما اکنون به اندازه‌ی کافی مطلب را مختصر نمودیم ، تا تراکم در یک مرحله را درک نماییم. جریانی را تصور کنید که با سرعت مطلق V_1 درحال نزدیک شدن به مقطع آیرودینامیکی یک روتور می باشد (شکل ۱۶ ۴). محتوای انرژی جریان توسط فشار استاتیکی p_1 ، دمای ایستای t_1 و انرژی جنشی $\frac{V_1^2}{2}$ مشخص می شود.

سرعت نسبی $V_{1,rel}$ در کنار سرعت زاویه ای U (که به سرعت rpm موتور بستگی دارد) نتیجه می دهد ، با مسیری که منطبق با خط میانی پره ی روتور می باشد. برایند سرعت در لحظه ی ورودی روتور با این اجزاء شناخته می شود (که ما به عنوان لحظه ی شماره ی ۱ ، بدین ترتیب زیرنویس۱ ، معناگذاری می کنیم. شکل ۱۶ ۴)

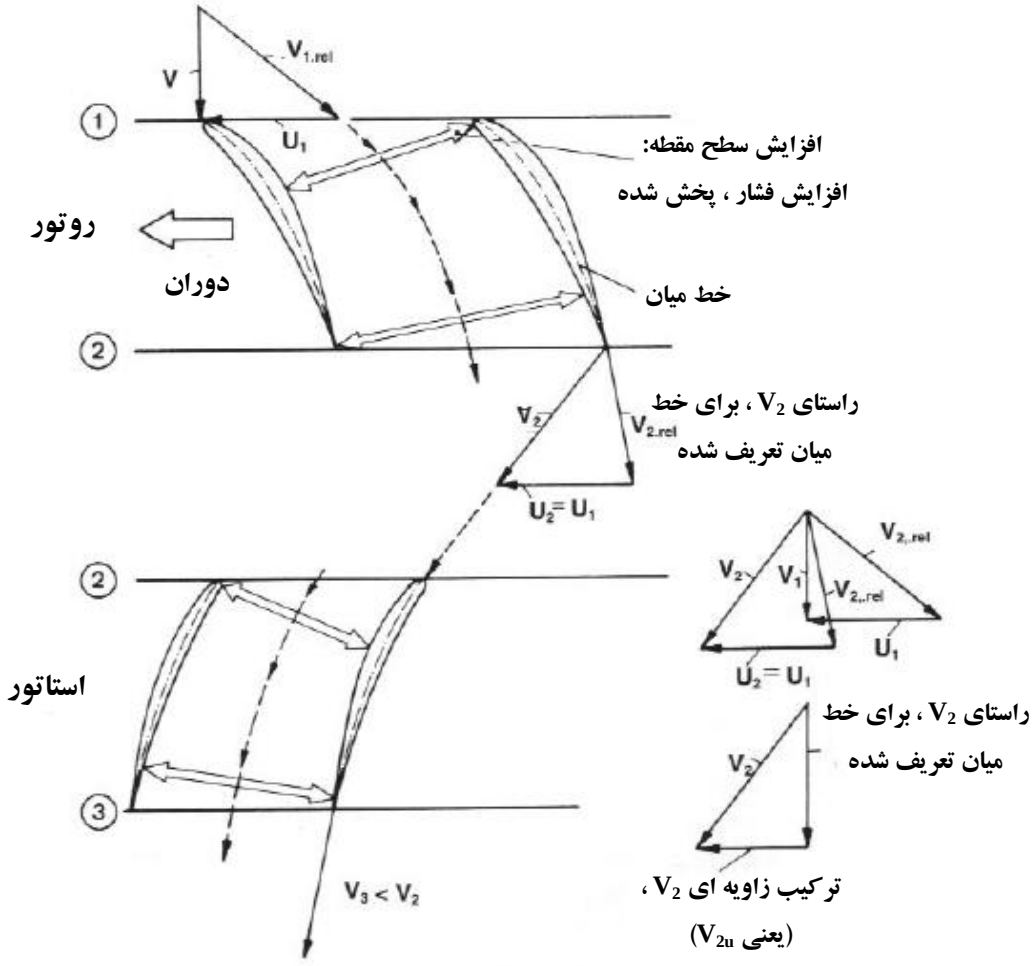
از آن جایی که ، در ناحیه ی سطح مقطع مسیر جریان ، در جریان پایین پره های روتور مجاور ، شاهد افزایش هستیم ، عمل پخش‌کنندگی نتیجه می دهد و باعث می شود سرعت نسبی کاهش و فشار ، افزایش یابد. (بدین ترتیب ما دقیقاً ، همان قاعده پخش‌کنندگی را که در فصل۳ ورودی های هوا ، مورد بررسی قرار گرفت ، مشاهده می نماییم.)

جریان با سرعت نسبی $V_{2,rel}$ از روتور خارج می شود ، که کوچک تر از سرعت $V_{1,rel}$ ، در ورودی روتور می باشد (از این رو اصطلاح کاسکد تاخیرکننده[۱] ، مورد استفاده قرارمی گیرد). مسیر سرعت خروجی $V_{2,rel}$ با شیب خط میانی لبه ی عقبی پره منطبق است (شکل ۱۶ ۴). درکنار سرعت زاویه ای U ، برایند سرعت در خروجی روتور می تواند ، حساب شود ، تا سرعت مطلق V_2 را نشان دهد.

آن چه که در مقایسه ی سرعت های مطلق V_2 و V_1 اهمیت قابل توجهی دارد ، تغییر مسیر جریان است که توسط پره های چرخان بر جریان تحمیل می شود. این تغییر در مسیر نتیجه ی نیروی آنی که پره های چرخان به جریان وارد می کنند ، می باشد. این نیروی آنی توسط پره های گردان ، به صورت یک ورودی مستقیم ، از نیروی گردشی محور روتور ، بر جریان تحمیل می شود. انرژیی که بدین ترتیب ، به جریان منتقل می شود ،

[۱] Retarding cascade

باعث حرکت چرخشی در خروجی روتور ، و تغییر در متغیر های حالت جریان می شود (منظور از متغیر های حالت جریان همان فشار p_2 ، دمای t_2 ، سرعت مطلق V_2 و انرژی جنبشی $\frac{V_1^2}{2}$ ، است ، که همگی افزایش پیدا می کنند).



شکل ۴ ۱۶ جریان و اجزاء سرعت درون یک مرحله

جریان با این حالت پرتکاپو و انرژی دار که بدست آورده ، وارد مجموعه ی استاتور می شود. آن چه ایده‌آل می باشد ، این است که مسیر سرعت V_2 جریان با شیب خط میانی پره ی استاتور ، منطبق باشد. ازآن جایی که پره های استاتور ، ساکن هستند ، و چرخشی ندارند ، در این بخش ، سرعت نسبی و انتقال انرژی وجود ندارد. مجدداً از آن جایی که مساحت مسیر جریان هوا ، در بین پره های استاتور رو به افزایش است ، کاهش بیش تری در سرعت جریان نتیجه می دهد ، که با افزایش فشار همراه است. این یک مکانیزم خود تحمیل است ، که توسط انرژی جنبشی جریان رخ می دهد. ازآن جایی که انرژی جنبشی به انرژی فشار ، تبدیل می شود ، مجموع انرژی (به غیر از افت های جریان) در استاتور یک مرحله بدون تغییر و پایدار خواهد ماند.

افزایش فشار توسط افت سرعت تکمیل می شود ، بنابراین سرعت مطلق V_3 در خروجی استاتور کم تر از V_2 در ورودی این بخش می باشد. چرخشی که در جریان وجود داشت نیز از آن گرفته شده است ، و این امری مطلوب و ایده آل می باشد.

شرایط جریان در خروجی استاتور یک مرحله ی خاص ، در واقع شرایط آن جریان در ورودی روتور در مرحله ی بعدی می باشد. از آن جایی که حداکثر افزایش فشار ممکن در یک مرحله ی واحد ، تنها ۲۰ تا ۳۰ درصد می باشد (مطابق با نسبت فشار ۱.۲ تا ۱.۳ به ازای هر مرحله) ، یک کمپرسور چند مرحله ای لازم است ، تا فشار ، تا نسبتی حدود ۱۵ بالا برود.

پس از خروج از اولین مرحله ، هوای تحت فشار قرار گرفته ، به طور مطلوب از چرخش آزاد ، می شود و برای فرایند احتراق آماده می گردد. اما اگر جریان ، هنوز میزان غیر قابل قبولی را از چرخش و تحرک داشته باشد ، می توان پره های هدایت‌کننده ی بیش تری در دو ، یا حتی سه ردیف اضافه کرد ، تا جریان ، بهتر در راستای محور چرخش یابد. با تنها ، یک پره ، ممکن است تفکیک و پراکندگی در جریان به وجود آید.

اگر درنظر داشته باشیم که انرژی منتقل شده توسط کمپرسور ، نتیجه اش ، تغییر در پارامتر های گاز می باشد ، یک مثال ساده می تواند برای نشان دادن مقادیر عظیم نیروی مورد نیاز کمپرسور ، مفید باشد.

در خروجی کمپرسور (مرحله ی ۳ موتور) ، انرژی کل جریان ، شامل دو بخش می باشد:

۱. آنتالپی استاتیکی (=انرژی) که برابر است با $h_3=c_p\ t_3$. این انرژی به طور بسیار زیادی تحت تأثیر دمای گاز است.

۲. انرژی جنبشی $\frac{V_3^2}{2}$

هر دو این موارد را ، می توان با هم جمع نمود ، تا آنتالپی کل به دست آید:

$$H_3 = c_p t_{t3} = c_p t_3 + \frac{V_3^2}{2}$$

(که t_{t3} = دمای مطلق ، c_p = گرمای ویژه در فشار ثابت ؛ می توانید به کتب درسی مربوطه‌ی فیزیک مراجعه کنید)

آنتالپی مطلق:

$$H_2 = c_p t_2 + \frac{V_2^2}{2} = c_p t_{t2}$$

باید از کل آنتالپی H_3 در خروجی کمپرسور ، کسر شود ؛ زیرا این انرژیی می باشد ، که جریان پیش از ورود به کمپرسور در خود داشته است. این عمل، کار ویژه کمپرسور ، را نشان می دهد(مربوط به واحد دبی جرمی جریان ، یعنی هوای $1kg/s$).

$$H_c = c_p(t_{t3} - t_{t2})$$

با استفاده از جابجایی ساده داریم:

$$c_p(t_{t3} - t_{t2}) = c_p t_{t2}(\frac{t_{t3}}{t_{t2}} - 1)$$

و رابطه ی به اصطلاح ، رابطه‌ی آیزنتروپیک

$$\frac{t_{t3}}{t_{t2}} = (\frac{p_{t3}}{p_{t2}})^{\frac{k-1}{k}}$$

کار ایده‌آل کمپرسور $H_{c,is}$ ، از این قرار است:

$$H_{c,is} = c_p[\left(\frac{p_{t3}}{p_{t2}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1]$$

مثال: نیروی مورد نیاز کمپرسوری با ویژگی های زیر را محاسبه کنید:

نسبت کمپرس $\frac{p_{t3}}{p_{t2}} = 10$

دبی جرمی جریان $\dot{m} = 50\ kg/s$

دمای ورودی کمپرسور $t_{t2} = 288\ K\ (15°C)$

$$H_{c,is} = 1.004 \times 288 \times [10^{0.285} - 1] = 13{,}410\ kW$$

واحد : $\frac{kJK}{kgK} \times \frac{kg}{s} = kW$

در یک کمپرسور ، راندمان همیشه به خاطر اتلافی که معلول فاصله بین پره های گردان و محفظه می باشد ، پایین می آید. این را می توان توسط یک عامل راندمان محاسبه کرد ، عاملی که میزان انرژی فشار را نسبت به کار انجام شده ، تعریف می نماید :

$$\text{راندمان کمپرسور } \eta_C = \frac{\text{انرژی فشار موجود}}{\text{کار مکانیکی انجام شده}}$$

در کمپرسور های محوری بازدهی ۸۵ تا ۹۰ درصد دست یافتنی می باشد ، درحالی که در کمپرسور های شعاعی بازدهی کم تر است. فرض بازدهی ۸۵٪ در نمونه بالا ، یعنی $\eta_C = 0.85$ ، نیروی مورد نیاز کمپرسور عبارت است از:

$$H_c = \frac{H_{c,is}}{\eta_c} = 15{,}776\ \text{kW}$$

اگر بخواهیم در واحد محبوب تر ، اما منسوخ شده ی اسب‌بخار نیز محاسبه کنیم ، کافی است نیروی بدست آمده را تبدیل کنیم:

$$1\ \text{kW} = 1.31\ \text{hp}$$

بنابراین داریم:

$$H_C = 20{,}667\ \ \text{hp.}$$

این نمونه ، نیروی بسیار بزرگی که این کمپرسور معمولی نیازدارد ، را به وضوح نشان می دهد. نیروی مورد نیاز کمپرسور هایی که در موتور های فن امروزی ، که نسبت کنار گذاری بالایی دارند ، و دبی جرمی جریان آن ها ، ۹۰۰ کیلوگرم برثانیه است ، بسیار بزرگ تر و عظیم تر است.

۴.۴ ویژگی‌های کمپرسور

معمولاً یک کمپرسور ، طوری طراحی شده است ، تا بتواند نیاز های یک پرواز خاص را برآورده کند ؛ پروازی که توسط یک عدد ماخ ، پروازی خاص و یک ارتفاع پرواز خاص ، مشخص می شود (به عنوان مثال: عدد ماخ $M_0=0.84$ ، ارتفاع $H=11km(36{,}100ft)$). این شرایط را نقطه ی طراحی[۱] نامیده اند ؛ که در آن

[۱] Design point

عملکرد کمپرسور باید نیاز های طراحی ، از بابت دبی جرمی جریان ، نسبت فشار و راندمان ، را براورده کند. اما علاوه بر این ، کمپرسور باید قادر باشد در سرعت های چرخشی پایین تر نیز عملکرد مناسبی داشته باشد ؛ که آن را عملکرد غیر قابل پیش بینی[1] می‌نامند.

رفتار خارج از طراحی موتور ، زمانی اهمیت ویژه‌ای دارد ، که هواپیما رو به فرود است ، و مسیر حرکت توسط تغییرات سریع در نیروی محوری موتور ، کنترل می شود. شرایط دیگری که رفتار خارج از طراحی مهم می باشد آغاز به کار موتور ، می باشد. جریان موتور باید به اندازه ی کافی ثابت و پایدار باشد ، تا امکان شتاب گیری سریع را ، فراهم سازد.

ویژگی های کمپرسور در آزمون تجربیی که ، توسط وسیله ی آزمایش طراحی شده ی مخصوص انجام می شود ، مشخص می شود. این وسیله‌ی آزمایش خاص ، به جریان هوا اجازه می دهد تا در طول زمانی که با rpm ثابت در کمپرسور در حال چرخش است ، قابل تغییر باشد. دبی جرمی جریان ، توسط تغییرات سطح مقطع خروجی ، کنترل می شود ، که معمولاً با یک مخروط که به صورت محوری ، داخل و خارج می شود ، انجام می گیرد.

منحنی عملکرد یک کمپرسور در سرعت چرخش ثابت N ، را می توان با اندازه‌گیری کمیت های زیر به دست آورد:

- فشار مطلق P_{t2} در ورودی کمپرسور
- فشار مطلق P_{t3} در خروجی کمپرسور
- دبی جرمی جریان $\dot{m}$ (با استفاده از داده های مربوط به فشار و دمای هوای کشیده شده)
- عامل راندمان

آزمایش ، معمولاً با دهانه خروج کاملاً باز شروع می شود ؛ دهانه باید ، کامل باز باشد تا به حداکثر جریان اجازه استفاده از کمپرسور را بدهد (شکل ۱۷ ۴ ، نقطه یک). با حرکت قدم به قدم ، شیر خروج به سمت خروج دهانه ، سرعت جریان هوا کاهش و فشار آن افزایش می یابد. حال اگر با تمام نقطه هایی که بدین ترتیب به دست آمده‌اند ، یک خط رسم کنیم ، منحنی سرعت ، به دست می‌آید ، که سرعت چرخش N در همه جای آن ثابت و یکسان است.

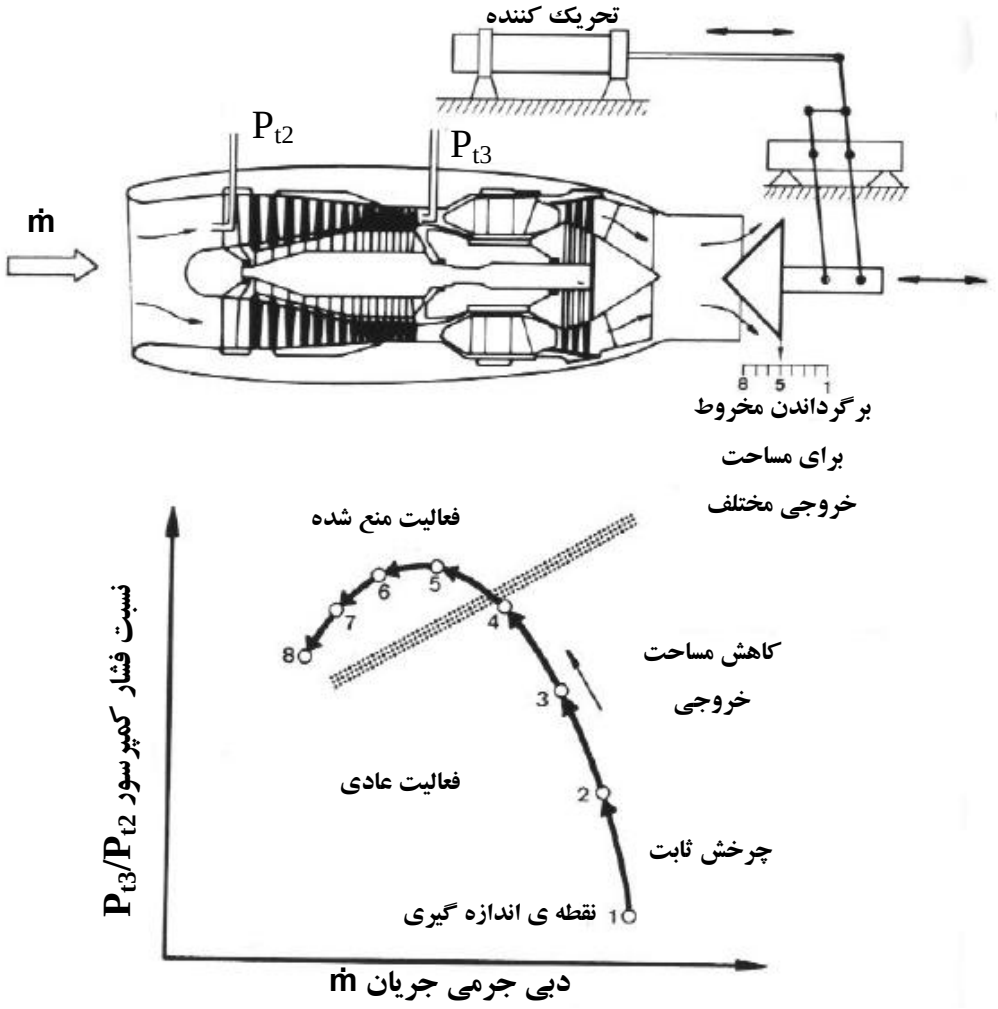
بالا رفتن فشار ، توسط مسدودکردن تدریجی بخش خروجی ، دارای محدودیت می باشد. ناگهان شرایطی به وجود می آید که ثمره ی انسداد بیش تر ، افزایش فشار بسیار کمی می باشد ؛ که با مسطح شدن شیب منحنی

[1] Off – design performance

سرعت ، مشخص می شود. سرانجام با انسداد بیش تر ، فشار رو به کاهش می رود. در این شرایط ، جریان هوا ، به پره های کمپرسور ، فشار آورده ، و آن ها را از حرکت باز می دارد. دراین صورت به اصطلاح می‌گویند کمپرسور تشدید(ضربه ، نوسان ، ارتعاش)[1] شده است.

درعمل ، باید از تشدید شدن موتور جلوگیری کرد ، زیرا ممکن است ، به موتور آسیب برساند. یک روش برای مشخص کردن حدود فعالیت یک موتور ، مشاهده و ثبت اولین حالت تشدید ، در آن موتور است.

آزمون های اضافی با سرعت های ثابت متفاوت ، انجام می شوند ، و هرکدام منحنی سرعت دیگری بدست می آورند ، تااین که محدوده ی کامل سرعت ، به دست می آید (شکل ۱۸ ۴). وصل کردن نقطه های هر منحنی سرعت ، جایی که از تشدید کمپرسور جلوگیری شده است ، حدود فعالیت کمپرسور را تعیین می کند ؛ که آن را خط تشدید ، می نامند.



شکل۱۷ ۴ منحنی سرعت کمپرسور

[1] Surge

نقطه های راندمان ثابت کمپرسور ، مجموعه ی دیگری از منحنی ها را شکل می دهد ، خطوط راندمان[۱] با شکل بیضی. راندمان ، در منحنی درونی بیش ترین مقدار را دارد.

پارامتر هایی که در بالا مورد بررسی قرار گرفت ، برای ساخت نقشه ی عملکرد کمپرسور[۲] ، مورد استفاده قرار می گیرند. داده ی چنین نقشه هایی طبق آن چه اندازه‌گیری شده است ، ارائه نمی شود ، بلکه به یک صورت کاربردی تصحیح می شود. دلیل تصحیح این است که ، روی هم انباشتن داده های تجربی ، برای تعداد بیشمار ، شرایط عملکرد ممکن ، یا محاسبه ی داده های بدست آمده در وضعیت های مختلف ، غیر عملی می باشد. راه حلی که به موجب آن ، انبوه داده به صورت شکلی که اعتبار عمومی دارد ، از تحلیل ُبعدی[۳] ، اقتباس می شود. به عبارتی دیگر ، یک روش ریاضی ، که تعداد زیادی پارامتر های بدون بعد ، یا پارامتر های کارایی اصلاح شده را ، فراهم می کند ؛ که در تمام انجمن نیروی محرکه (پیشرانه) ، به عنوان استاندارد پذیرفته شده است. از جمله ی مهم ترین این پارامتر ها ، می توان به دو پارامتر زیر اشاره کرد:

- دبی جرمی جریان اصلاح شده در سطح کمپرسور (مرحله ی ۲) ، بدین صورت تعیین می شود:

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{t2}}}{p_{t2}}$$

- سرعت موتور اصلاح شده ، بدین صورت تعیین می شود:

$$\frac{N}{\sqrt{T_{t2}}}$$

یک نقشه ی کمپرسور که از پارامتر های اصلاح شده ، استفاده کرده است ، مستقل از شرایط سنجش هوا روز آزمایش، کاربرد ، و پذیرش عمومی دارد. داده ها مکرراً به نقطه ی طراحی کمپرسور ارجاع داده می شوند ، تا این امکان فراهم شود که هر دو خط سرعت ثابت اصلاح شده ی چرخ و دبی جرمی جریان اصلاح شده ، به صورت درصد هایی از شرایط طراحی ارائه شوند.

و در پایان به خط عملکرد[۴] ، می بپردازیم. به یاد داریم که ، منحنی سرعت با تغییرات مساحت خروجی در مجرای خروجی کمپرسور به دست آمد. اما اکثر موتور های جت ، از یک دهانه با فضای ثابت (غیرقابل تنظیم) استفاده می کنند. در این مورد ، روی هر منحنی سرعت ، تنها یک نقطه ، می تواند وجود داشته باشد. وصل کردن این نقاط به یکدیگر خط عملکرد موتور را نشان می دهد (شکل ۱۸ ۴).

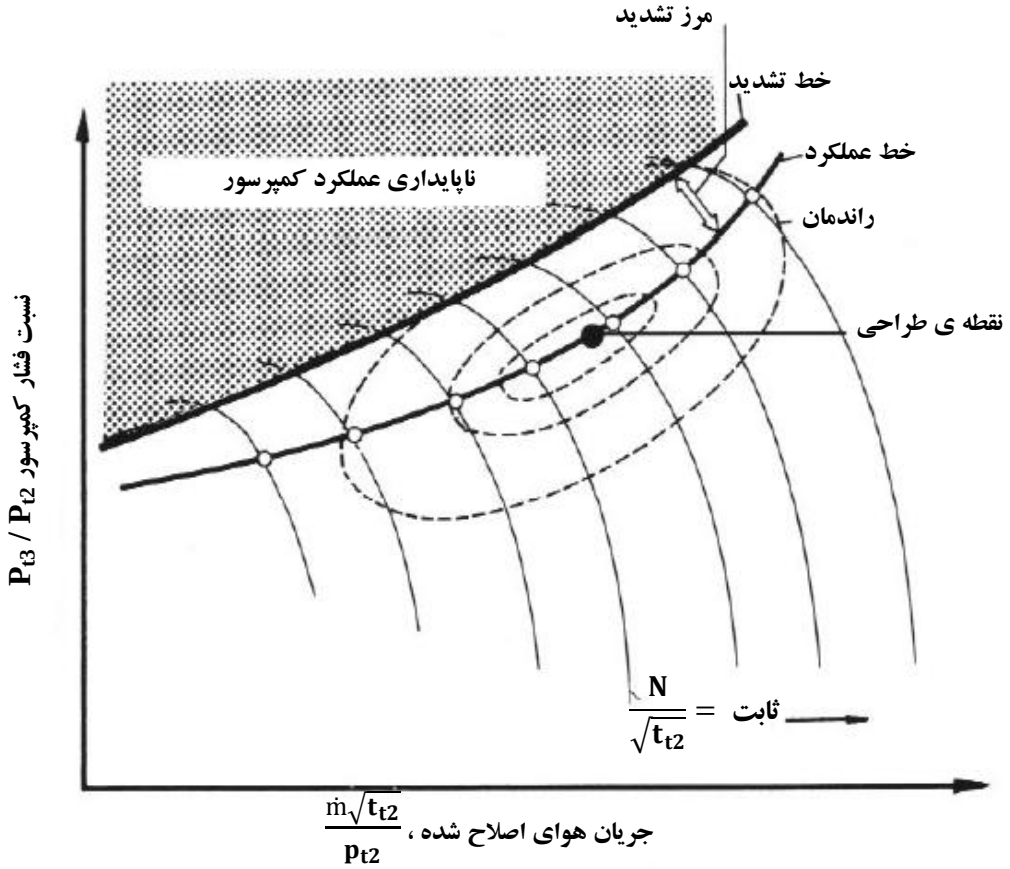
---

[۱] Efficiency lines

[۲] Compressor performance map

[۳] Dimensional analysis

[۴] Operating line



شکل ۱۸ ۴ نقشه‌کمپرسور که نسبت فشار کمپرسور درمقابل دبی جرمی جریان را نشان می‌دهد.

موتور هایی که پس‌سوز دارند ، برای تأمین نیروی هواپیما های سوپر سونیک جنگی ، و هواپیمای سوپرسونیک مسافربری کانکورد ، به کار می‌روند. چنین موتور هایی ، برای هر تنظیم دهانه ، یک خط عملکرد خاص ، و جداگانه ، دارند.

۴.۵ عملکرد کمپرسور

به طور اساسی دو طرز عمل برای کار کمپرسور ها وجود دارد که باید مد نظر قرار بگیرند: طرز عمل پایدار ، که در آن پارامتر های موتور تغییری نمی کنند (پروازهایی که با هدف گشت انجام می شوند) ، و طرز عمل ناپایدار ، که در آن پارامتر های موتور به سرعت در حال تغییر و دگرگونی می باشند (موتور تا بیشینه نیروی محوری شتاب می گیرد).

فعالیت حالت پایدار ، توسط خط عملکرد تعادل ، نشان داده می شود ؛ که این خط عملکرد تعادل نشانگر توازن نیرو بین کمپرسور و توربین است. بدین صورت که توربین (که شامل کمک دهنده ها نیز می باشد) درست به همان اندازه ای که کمپرسور نیاز دارد ، توان ، تولید می کند. لازمه ی فعالیت های پروازی هواپیما ، این است که ، موتور به سرعت بتواند از هر نقطه ای روی خط عملکرد جدا شده و از آن جا تغییر مکان دهد.

در طول این ناپایداری ها ، انحراف از خط عملکرد حالت پایدار ، برای مدت زمان کوتاه مقدور است. با این وجود ، شرایط جریان تصادفی ، اجازه ی اتفاق آن را نمی دهد.

دراین رابطه وخیم ترین وضع زمانی است که ، موتور شتاب می گیرد. برای شتاب گیری کمپرسور ، تنها کافی است توربین توانی ، بیش از آن چه کمپرسور قادر به جذب است ، تولید کند. تولید نیروی اضافی توربین با تزریق ، و احتراق سوخت بیش تر انجام می گردد ؛ که شباهت زیادی به باز کردن دریچه ی کنترل بنزین ، در یک موتور اتومبیل دارد. درنتیجه ، دمای درونی توربین t_{t4} افزایش پیدا خواهد کرد ، که تأثیر آن ، این است که اجزاء موتور در جریان پایین کمپرسور (محفظه ی سوخت ، توربین ، دهانه) برای مدت کوتاهی جریان کم تری را می پذیرند. این نیز به نوبه ی خود باعث افزایش فشار خروجی کمپرسور (جریان بالای کمپرسور) می شود ، و نسبت فشار کمپرسور نیز بالا می رود. چنین شرایطی ، اگر ناپایداری نیرو باعث شود فعالیت کمپرسور از خط تشدید تجاوز کند ، می تواند برای کمپرسور خطرناک باشد. می توان یک مرز تشدید (بین خط عملکرد و خط تشدید) برای کمپرسور تعیین کرد ، تا بدین ترتیب خطر تشدید شدن کمپرسور را به حداقل رساند. مرز تشدید معمولاً با قرار دادن حداکثر نسبت های فشار خط عملکرد ۲۰ درصد پایین تر از نسبت های فشار خط تشدید تعیین می شود.

با این وجود ، نگهداری یک مرز تشدید بزرگ ، بر روی شیوه ی عملکرد ورود کمپرسور ، به طور کلی غیر ممکن می باشد. به عنوان نمونه ، اگر در سرعت های اصلاح شده ی پایین موتور ، هیچ عمل اصلاح‌کننده ای در کمپرسور انجام نشود ، خط عملکرد حالت پایدار ، به طور اجتناب ناپذیری به خط تشدید نزدیک می شود ؛ و خطر ارتقاش پره را به همراه دارد.

کمپرسور ها ، به منظور احتیاط ، یکی از این دو روش را به کار می گیرند:

الف) متراکم کردن هوا در یک مرحله ی کمپرسور میانی ، به منظور تنظیم دبی جرمی جریان با آن چه تقاضای توربین می باشد.

ب) تعدیل جریان هوای کمپرسور ، توسط پره های قابل تغییر استاتور. نمونه هایی در بخش بعدی داده خواهد شد.

انحراف در خط عملکرد ، یعنی جایی که خط عملکرد درحال نزدیک شدن به خط تشدید است ، نشان می‌دهد که در کدام نقطه ، فعالیت ناپایدار کمپرسور می تواند ، خطرناک باشد. این می تواند ، در سرعت های اصلاح شده ی بسیار بالا ، یا در سرعت های اصلاح شده ی بسیار پایین ، که با مقدار دمای کلی بسیار بالا یا بسیار پایین t_{t2} در سطح کمپرسور نشان داده می شود، اتفاق بیافتد. کلید اجتناب از وضعیت خطرناک ، آگاه

بودن از شرایطی است که دما ، به آن مقادیر می رسد. باید به خاطر داشت که دمای مطلق t_t توسط دمای استاتیکی t ، به اضافه‌ی یک کمیت که حاوی عدد ماخ است (ر. ج. فصل ۲) شکل می گیرد. بنابراین ، دما های مطلق بالا ، موقع پرواز با سرعت بالا (M زیاد) و ارتفاع پایین (t زیاد) اتفاق می افتد ؛ درحالی که دما های مطلق پایین از پرواز در سرعت پایین و ارتفاع بالا ، ناشی می شوند (زیرا با افزایش ارتفاع ، دما کاهش می یابد). از این قضیه می توان به آسانی نتیجه گیری کرد ، که هواپیما های جنگی که با سرعت بالا پرواز می کنند ، و در ارتفاع های پایین درحال پرواز و حمله می باشند ، ممکن است با اختلال در کمپرسور مواجه شوند ؛ درحالی که هواپیما های مسافربری همیشه با سرعت پایین ، و در مجاورت زمین پرواز می کنند ، زیرا یا درحال فرود می باشند یا درحال برخاست. اما در ارتفاعات بالا ، هر هواپیمایی باید از پرواز با سرعت پایین خودداری کند (به خاطر پایین بودن دما و عدد ماخ). برای نمونه ، این می تواند به طور غیر عمدی و کاملاً تصادفی برای یک هواپیمای مسافربری که در ارتفاعات با حالت پایدار ، درحال پرواز است ، اتفاق بیافتد. تولیدکنندگان موتور برای احتیاط به صورت واضح و روشن ، حدود فعالیت ایمن موتور هایشان را اعلام می کنند.

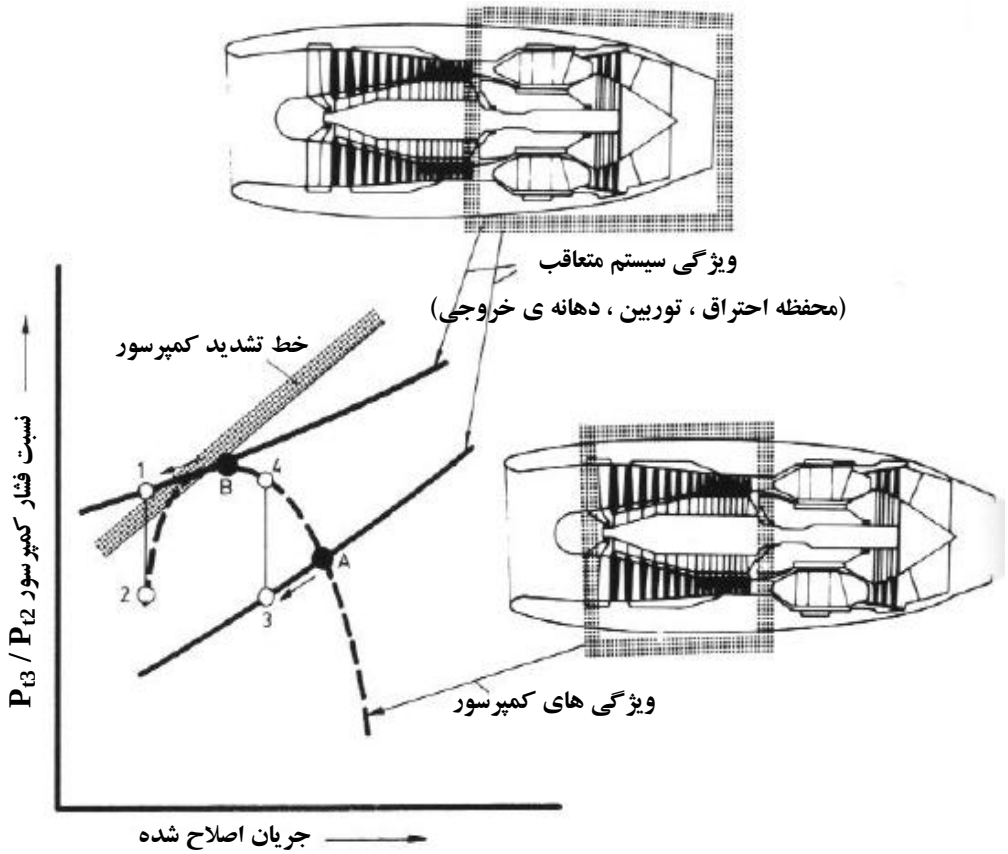
حال، موردی از فعالیت موتور (غیرعمدی) در آن سوی حد تشدید را در نظر بگیرید. ابتدا باید بین دو طرز عملکرد ناپایدار کمپرسور ، تشدید و واماندگی چرخش ، تفاوت قائل شد.

تشدید را می توان به عنوان عدم مطابقت کمپرسور در یک طرف ، و جریان پایینی موتور (محفظه‌ی سوخت، توربین و دهانه) در طرف دیگر تعریف کرد. این اجزاء جریان پایینی می توانند به صورت یک دستگاه واحد تصور شوند ؛ که ویژگی های آن نیز می توانند روی نقشه ی کمپرسور رسم شوند (شکل ۱۹ ۴).

حال، کمپرسور را درحال فعالیت در بخش ایمن اما نزدیک به خط تشدید تصور کنید (نقطه B). اگر به هر دلیلی سرعت جریان کاهش یابد ، نسبت فشار سیستم سوخت – توربین – دهانه کاهش پیدا می کند (نقطه ۱)، اما نسبت فشار کمپرسور بیش تر کاهش می یابد (نقطه ۲). نتیجه ی این امر افت فشار بالا در کمپرسور است که معلول برابرشدن فشار در راستای جریان بالایی کمپرسور می باشد ؛ و نیز باعث می شود سیستم سوخت – توربین – دهانه نسبت به جریان محدودکنندگی کم تری داشته باشد ، و جریان هوای کمپرسور دوباره باز گردد (فعالیت کمپرسور به نقطه B بازمی گردد). این رفتار تشدید ، ممکن است در هر ثانیه صد ها مرتبه اتفاق بیافتد ، و باعث لرزش شدید و صدای ناجور در موتور شود. پیامد هایی که متوجه موتور می شود ، ممکن است در محدوده ی بین افت ساده ی نیروی محوری تا تخریب کلی موتور ، متفاوت باشد.

حال درنظر بگیرید ، کمپرسور در حال فعالیت در نقطه ی A می باشد ، نقطه ای که از خط تشدید فاصله ی ایمنی دارد. کاهش جریان دوباره باعث کاهش نسبت فشار در درون سیستم سوخت – توربین – دهانه ، خواهد شد (نقطه ۳)، اما کمپرسور حتی در این جریان کاهش یافته نیز ، هنوز قادر است نسبت فشار بالایی از خود

داشته باشد (نقطه ۴). در این صورت برابرسازی فشار بدون بروز هیچ گونه خطری برای موتور انجام می شود (بازگشت به نقطه A).



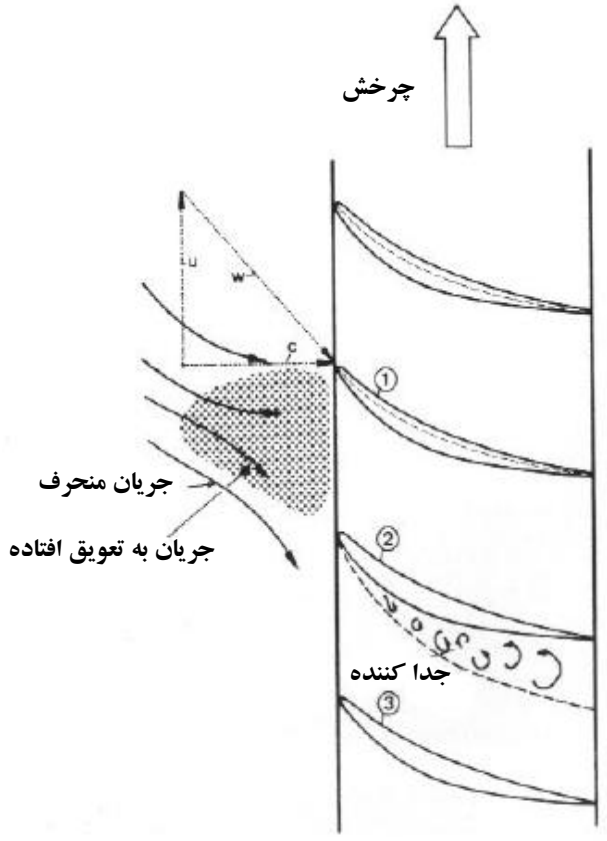
شکل ۴ ۱۹ توضیح تشدید کمپرسور

اما طرز دیگری از فعالیت ناپایدار کمپرسور وجود دارد ، که می تواند لرزش پره ها را موجب شود ، و بلافاصله توقف ، و عدم‌کارایی پره ها به دنبال آن بیاید. برای توضیح این پدیده ، این طور فرض می‌کنیم ، که کمپرسور در مرز محدوده ی ایمن خود می باشد ، و با سرعت چرخش پایینی درحال فعالیت است. در این صورت مراحلی که پیش رو قرار دارد ، نسبت به مراحل میانی ، با فاصله ی نزدیک تری به مرز تشدید فعالیت می کنند. یک انحراف مکانی کوچک ، می تواند کافی باشد ، تا باعث جدایی جریان ، روی تنها یکی از پره ها گردد(شکل ۲۰ ۴). از آن جایی که چنین اختلال مکانی جریان ، مانند یک مانع موضعی عمل می کند ، دبی جرمی جریان بین دو پره ی مجاور را کاهش می دهد. نتیجه ی این امر آن است که سرعت جریان در قسمت بالای پره ی مربوطه پایین می آید ، و باعث می شود که جریانی که درحال نزدیک شدن است ، از روند انسداد روان ، انحراف بورزد. این بدان معناست که زاویه ی حمله ، در اولین پره کاهش می یابد (۱) و زاویه ی حمله ی پره ی بعدی افزایش می یابد (۲). با بهبود یافتن جریان در پره ی اول ، جریان پره ی بعدی دچار اختلال و جدایی می شود. پره ی سوم نیز در شرف مواجه با این ناحیه ی انحراف قرار می گیرد (۳).

دنباله ی جدایی ظاهراً برخلاف مسیر چرخش حرکت می کند ، و به طور متوالی به هر پره ای که می رسد ، آن را فرا می گیرد ؛ اگر چه تنها برای کسری از یک ثانیه طول می کشد. این طرز فعالیت متغیر کمپرسور واماندگی چرخش نامیده می شود. تحقیقات نشان داده که سرعت گسترش واماندگی محیطی ، آهسته تر از سرعت چرخش پره ها می باشد.

واماندگی چرخش ممکن است ، آن طور که نشان داده شده ، به یک پره ی واحد منحصر نشود ، بلکه می تواند دو یا چند پره ی همجوار را تحت شعاع قرار دهد. به دلیل ویژگی ناپایدار بودن ، احتمال وقوع لرزش پره وجود دارد که نتیجه ی آن می تواند ناتوانی و واماندگی کامل پره باشد.

طراحان موتور ، در طول سال ها ، روش هایی تدوین نموده اند که طی آن ها ، خط واماندگی چرخش به طور بسیار زیادی کاهش پیدا می کند.



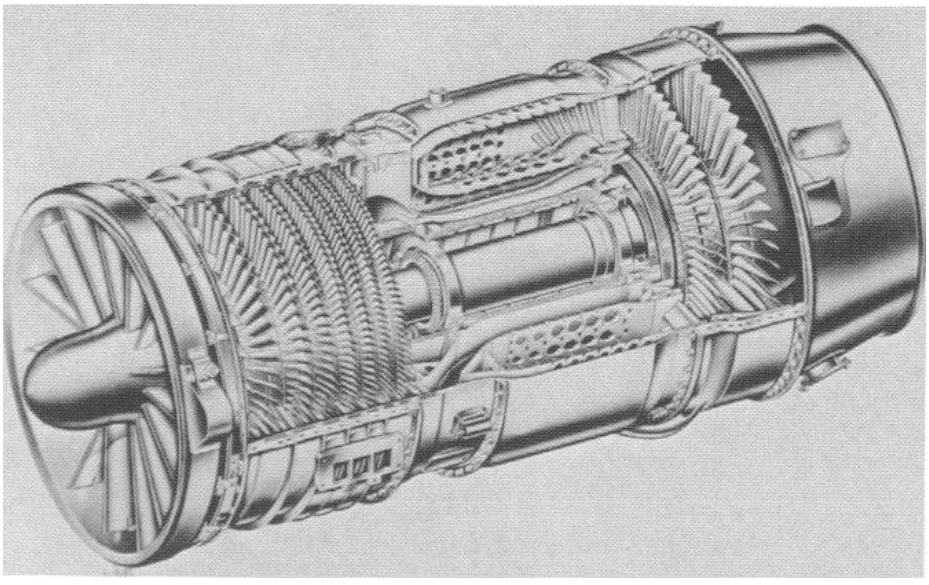
شکل ۴۲۰ توضیح واماندگی چرخش

۴.۶ بررسی محفظه کمپرسور

تا این جا با پدیده ی جریان و آثار آن که ممکن است در یک کمپرسور واحد رخ بدهد ، آشنا شدیم. اکنون قصد آن داریم ، که درمیان طراحی های گوناگون کمپرسور ها ، نمونه هایی از سخت افزار و فلز آلات متداول و مرسوم را بررسی کنیم. برای این منظور بهتر است کمپرسور را به عنوان یک جزء جدا ، در موتور جت فرض نکنیم ، بلکه آن را در متن کلی موتور جت ، مدنظر قرار دهیم.

دلیل توسعه و گسترش کمپرسور محوری چند مرحله ای این بود که ، آن میزان افزایش فشار که برای خروجی های بالا تر ، توان مورد نیاز بود ، طی یک مرحله ی واحد تأمین نمی شد. اما به این نکته پی برده شد که بارگزاری آیرودینامیک درون یک دستگاه کمپرسور به طور مساوی و متعادل ، پخش و توزیع نمی گردد ، این عاملی بود که موقع طراحی یک موتور کارا و با راندمان بالا ، باید به حساب می آمد.

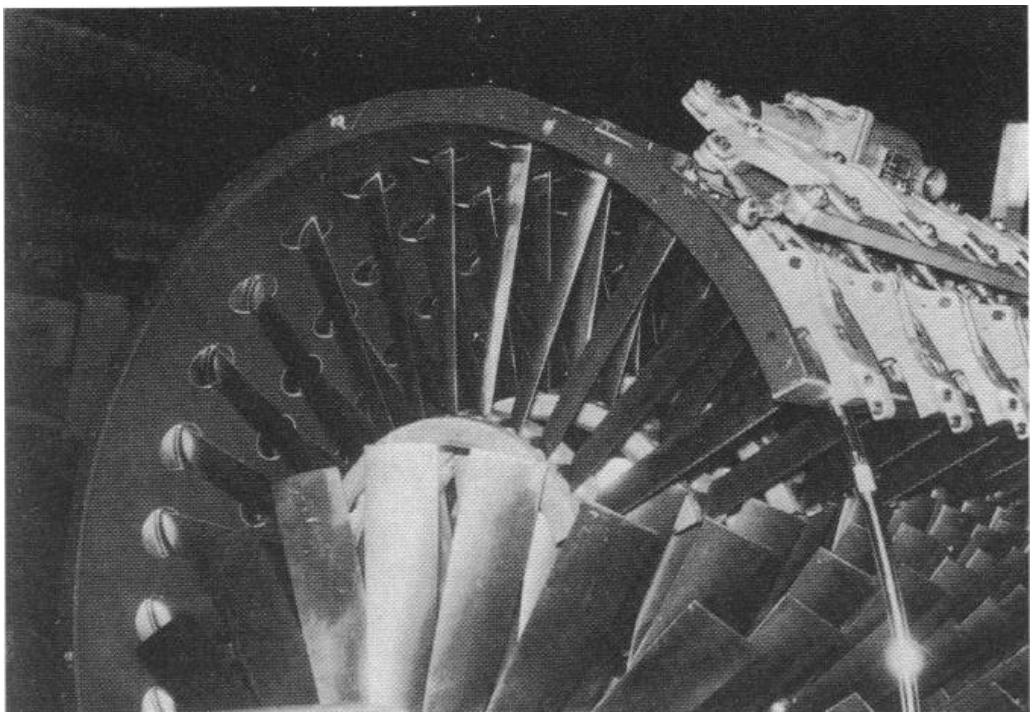
از آن جایی که نیاز های درست تعریف شده ی دبی جرمی جریان ، نسبت فشار و سرعت چرخش باید در کمپرسور براورده شوند ، انجام یک طراحی خوب کار چندان سختی نیست. اما علاوه براین ها ، لازم است کمپرسور در شرایط خارج از طراحی نیز فعالیت قابل قبولی داشته باشد ؛ بدین معنی که موتور در محدوده ی بزرگی از فعالیت پایدار ، عمل کند. این امر زمینه را به سوی توسعه و بهبود ساختار کمپرسور ، موازی با خطوط شبه‌استاندارد ، سوق داده است.



شکل ۴.۲۱ توربوجت تک اسپول با نسبت کمپرس پایین (کمپرسور ۸ مرحله ای CJ 610 ساخت ژنرال الکتریک ؛ نسبت فشار کمپرسور p_{t3}/p_{t2} = 6.8، دبی جرمی جریان 20 kg/s ، سرعت چرخش 16,500 rpm و فشار استاتیکی 12.65 (kN/2800 lb

موتور های توربوجت

این نوع موتور در ساده‌ترین شکلش به طیف دسته ی نیروی محوری پایین هواپیما های جت کوچک ، محدود می شود. از آن جایی که در موتور توربوجت ، تعداد مرحله های کمپرسور نسبتاً پایین است ، عملیات ، نیاز کمی یا بدون پیچیدگی تنظیم جریان ، در درون کمپرسور می باشد. نمونه ی معمولی این نوع موتور ، یک مجموعه تک اسپول ، می باشد که از توربین و کمپرسور تشکیل شده است. اگرچه توربوجت ساده از حیث فعالیت مورد اطمینان است ، اما در میزان راندمان و کارایی ، جایگاه پایینی را به خود اختصاص داده است ؛ و به علاوه بی نهایت پر سر و صدا می باشد. به همین خاطر است که امروزه این موتور تها در هواپیما های غیرنظامی قدیمی یا در بعضی از جت های نظامی یافت می شود.



شکل ۲۲ ۴ استاتور های متغیر روی پره های هدایت‌کننده و ردیف های استاتور رو به جلو برای آزاد کردن مراحل جلویی کمپرسور از بارگذاری آیرودینامیک سنگین در شرایط خارج از طراحی. تنظیم پره توسط جک هیدرولیک ، اهرم زاویه و رینگی محرک انجام می شود (موتور توربوجت J 79 ساخت ژنرال الکتریک).

افزایش راندمان یک توربوجت ساده نیازمند تلاش های قابل ملاحظه ای می باشد ، مخصوصاً درمورد ویژگی های خارج از طراحی. در شرایط خارج از طراحی ، در مراحل جلویی نسبت به مراحل میانی یا عقبی ، بارگذاری بزرگ تری انجام می شود. این باعث می شود فعالیت مراحل جلویی به مرز تشدید نزدیک تر باشد ؛ درحالی که مراحل میانی و عقبی در یک محدوده ی ایمن فعالیت می کنند (شکل ۱۷ ۴). چنان چه جریان ، در مراحل جلویی ، با پره های تغییرپذیر استاتور موتور تنظیم شود ، پره های روتور زاویه ی حمله ی بهینه ، خواهند

داشت. در شرایطی که موتور درحال فعالیت در خارج از طراحی می باشد ، داشتن زاویه ی حمله ی بهینه ، امری ضروری می باشد.

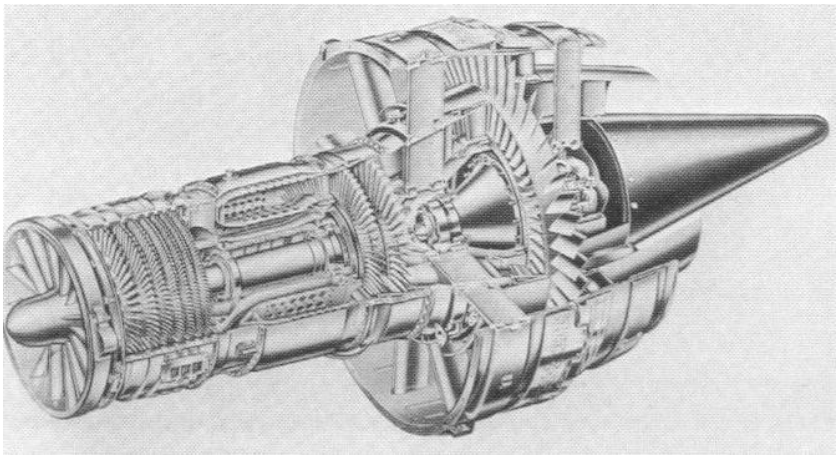
فکر طراحی پره های تغییرپذیر استاتور ، اول در ژنرال الکتریک جرقه زد ، شرکتی که در به کار بردن این روش در موتور های کوچک تر و حتی بادکش های توربینی نیز موفق بود. این فکر و ابداع نشان داده است که کارایی بالا ، حتی در موتور های تک اسپول نیز ممکن است ؛ همان طور که توسط موتور مشهور J79 در اواخر دهه ی پنجاه ، ثابت شد. موتور J79 ، زمانی نیروی شماری از مدرن ترین هواپیما ها در نوع خودشان را تأمین می کرد ، ازجمله ی این هواپیما ها می توان به F 104 ، F 4 ، B 58 و Vigilante اشاره کرد.

موتور های توربوفن

کارایی و راندمان پایین پیشرانه ی موتور های توربوجت محض که با سرعت ساب سونیک متوسط تا بالا (که هواپیما های مسافری غیرنظامی با آن حرکت می کنند) باعث شد زمینه برای توسعه ی طراحی موتور هایی که یک گذرگاه ثانویه ی اضافی درکنار موتور اصلی یا هسته داشته باشند فراهم شود. جریان هوای ثانویه اساساً چرخه ی موتوری خودش را دارد که از فرایند تراکم ، و انبساط جداگانه ای برخوردار است. این نوع موتور ، موتور گذرگاه فرعی یا توربوفن نامیده می شود. انرژی مکانیکی که برای تراکم این جریان هوا لازم است توسط موتور اصلی یا هسته تأمین می شود ، و توسط یک فن یک مرحله ای یا چند مرحله ای منتقل می گردد.

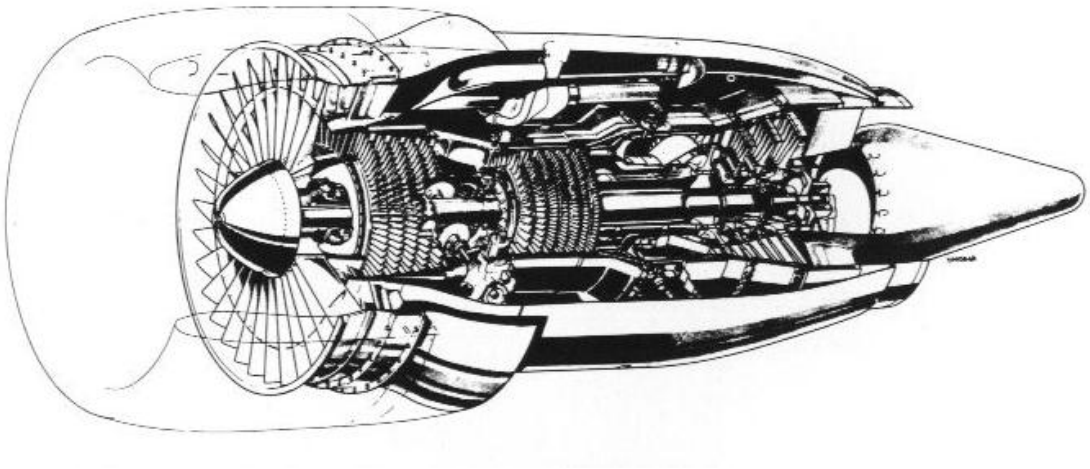
راه‌حل بدیعی که زمانی قاعده ی توربوفن بود ، فن در قسمت پشت ، در دهه ی شصت توسط ژنرال الکتریک توسعه داده شد. توربین و فن ، یک واحد را تشکیل می دهند. این واحد از آن جایی که هیچ ارتباط مکانیکی با موتور هسته ندارد ، می تواند به طور آزاد و مستقل بچرخد. ارتباط به طور محض ، آیرودینامیکی است ، که از طریق جریان گاز موتور هسته انجام می شود. زمانی که موتور توربوفن در نخستین دوره ی رشد خود بود ، این روش ، راه نسبتاً ساده ای برای توسعه و تقویت یک موتور توربوفن از یک توربوجت به وجود آورد. دقیقاً همان قاعده ، موقعی که موتور توربوفن غیرنظامی C 805 از توربوجت J79 گرفته شد ، به کار رفت. این توربوفن برای تأمین نیروی هواپیمای ترابری چهارموتوره ی Coronado Convair ، مورد استفاده قرار می‌گرفت.

از معایب عمده ی این طرح ، تنوع و گوناگونی بسیار زیاد دما در چرخ واحد ، توربین/ فن می باشد ؛ که عناصر این طرح فشرده باید دو مورد ذیل را تحمل کنند: دما های بالا در پره های توربین داخلی ، دما های پایین در پره های فن بیرونی. سرانجام نوع فن در پشت ، به دلیل این مشکلات رها شد تا راه برای نوع فن در جلو باز شود. این تنها نوعی است که امروزه وجود دارد.



شکل ۲۳ ۴ این توربوفن قدیمی غیرنظامی از موتور توربوجت J85 نظامی ساخته شده است ؛ که درواقع حاصل اضافه نمودن یک واحد توربین/ فن تک‌مرحله ای به عقب توربوجت اصلی می باشد (ژنرال الکتریک CF 700).

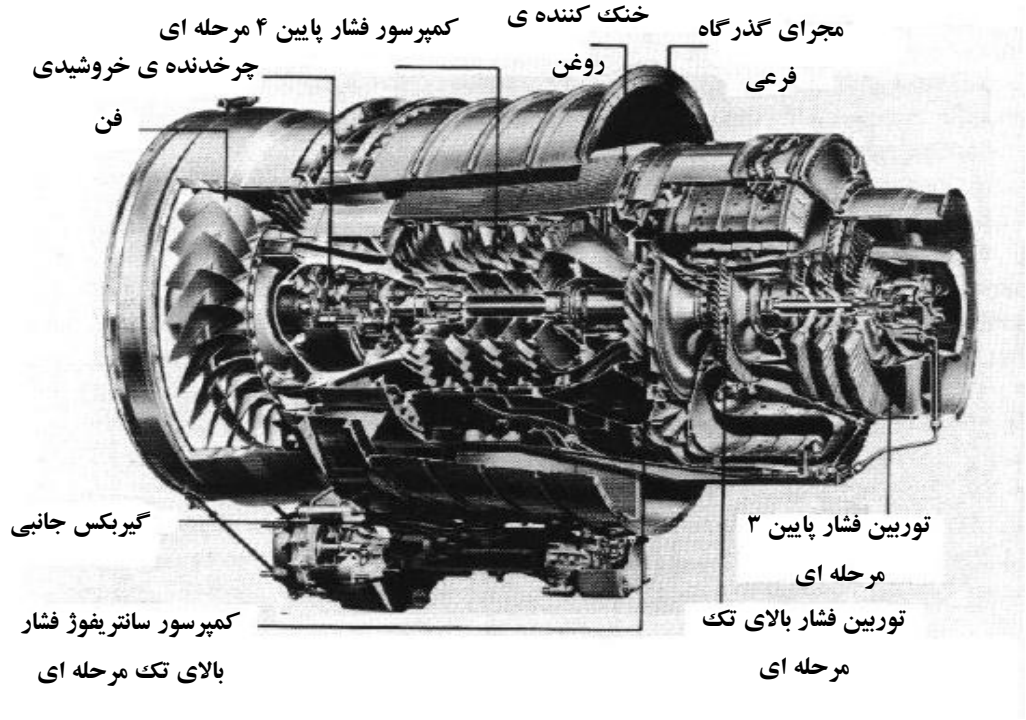
جریان هوایی که به میزان کمی متراکم شده است ، پس از گذشتن از یک ورودی رایج و فن جلویی ، به دو بخش تقسیم می شود: جریان کنارگذاری بیرونی (سرد) و جریان موتور هسته (داغ). در صورتی‌که جریان هوای داخلی وارد بخش ژنراتور گاز در موتور می شود (جایی که بیش تر تراکم ، گرم و منبسط می شود)، جریان هوای فن از یک مجرا عبور کرده و به سمت قسمت خروجی هدایت می شود. درآن جا ازطریق یک دهانه خروج سرعت داده شده و بدون دریافت انرژی بیش تر ، خارج می شود.



شکل ۲۴ ۴ موتور توربوفن مدل M45H ساخت رولزرویس که دارای یک فن جلویی می باشد.

یکی از مراحل برجسته و حائز اهمیت در توسعه ی موتور های توربینی امروزی از این واقعیت نتیجه گرفت ، که کنترل یک کمپرسور چند مرحله ای با کارایی بالا ، کار سختی می باشد ؛ زیرا تمام پره های روتور با سرعت چرخش یکسانی فعالیت می کنند. این امر زمینه را برای ترتیب دادن کمپرسور دواسپول فراهم نمود. در

کمپرسور دواسپول ، فرایند تراکم بین دو واحد کمپرسور مجزا و کوچک تر ، تقسیم می شود ؛ و تعداد مراحل هرکدام از آن ها تقریباً برابر با نصف تعداد مراحل یک واحد تک اسپول می باشد. هر کمپرسور توسط توربین جداگانه ی خودش به حرکت در می آید ، و بدین ترتیب هر دو نیمه می توانند ، با سرعت های چرخش متفاوتی فعالیت کنند. از آن جایی که هیچ ارتباط مکانیکی بین کمپرسور ها وجود ندارد ، فعالیت بسیار انعطاف پذیر می باشد ، چرا که هریک از دو واحد ، می تواند تنظیم شود ، که با سرعت بهینه فعالیت کند. نام های این دو کمپرسور ، عملکرد آن‌ها را بازتاب می کند: کمپرسور اول را کمپرسور فشار پایین (LPC) ، و کمپرسور دوم را کمپرسور فشار بالا (HPC) ، می‌نامند.



شکل ۲۵ ۴ موتور توربوفن که نشان دهنده ی طرح بندی کمپرسور شعاعی و محوری می باشد (موتور TFE 731 2 ، ساخت Garrett AlResearch ، فشار 16.8 kN ، نسبت فشار کمپرسور $(p_{t3}/p_{t2} = 14.6$

یکی از توسعه های جالب کمپرسور های دواسپول چندمرحله‌ای ، موتور TFE731 محصول Garrett بود (شکل ۲۵ ۴). در این موتور یک توربین فشار پایین سه مرحله ای ، یک کمپرسور فشار پایین چهار مرحله ای را به حرکت در می‌آورد ؛ و همچنین توسط یک دنده‌ی کاهنده ، یک فن تک مرحله ای را ، به حرکت وا می دارد. یک کمپرسور فشار بالای تک مرحله ای از نوع شعاعی ، توسط یک توربین فشار بالای تک مرحله ای به حرکت در می آید (یک ترکیب درخور توجه از کمپرسور های شعاعی و محوری در یک آرایش فشرده).

توربوفن های نسبت کنار گذاری بالا

یکی از پارامتر های مهم در دسته بندی موتور های توربوفن نسبت کنار گذاری (BPR) می باشد. نسبت کنار گذاری در واقع عبارت است از ، میزان هوای عبور کرده از گذرگاه فرعی هسته موتور ، نسبت به کل جریان هوایی که ازطریق هسته موتور ، عبور داده می شود ، می باشد. امروزه دامنه‌ی نسبت کنار گذاری از ۰.۲ تا ۸ می باشد. موتور های نسبت کنار گذاری بالا ، آن دسته از موتور هایی هستند که نسبت کنار گذاری آن ها ، بالای ۵ می باشد.

موتور های نسبت کنار گذاری بالا ، که بیش از ۵۰۰۰۰lb (۲۲۲kN) نیروی محوری دارند ، برای تأمین نیروی هواپیما های غول پیکر ترابری امروزی مورد استفاده قرار می گیرند. این موتور ها ، که از توسعه ی توربوفن های نسل اول حاصل شده اند ، خیلی جالب توجه می باشند زیرا قادرند توان عظیمی تولید کنند (همان طور که از اندازه ی آن ها پیداست).

خوب است در این قسمت با مراجعه به تعریف نیروی محوری در فصل دو ، قاعده ی اصولی این مقدار عظیم نیروی محوری را به یاد بیاوریم:

نیروی محوری = دبی جرمی جریان × تغییرات سرعت

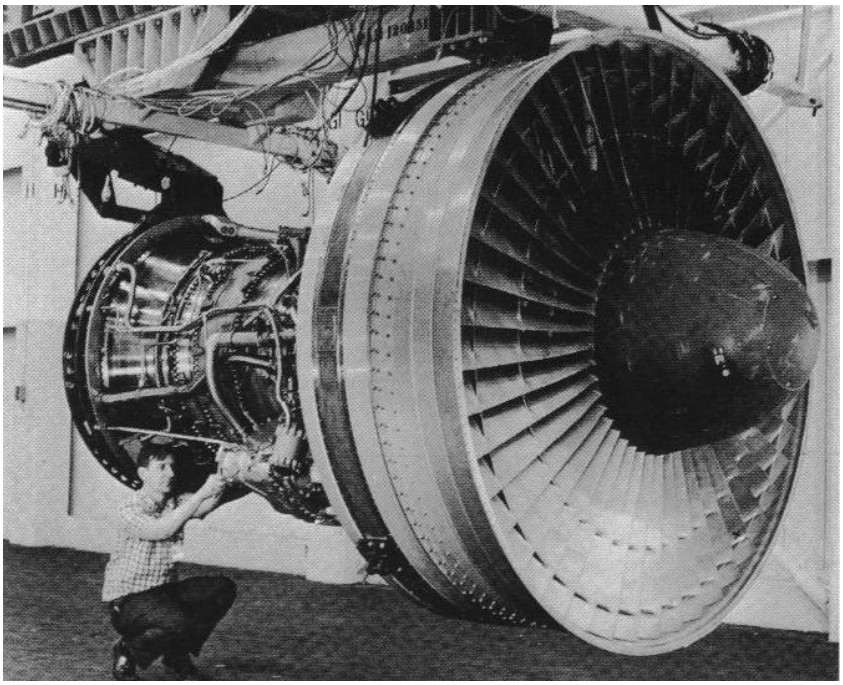
$$T = \dot{m}\ (^{kg}/_{s}) \times (V_9 - V_0)\ \ (^{m}/_{s})$$

براساس این تعریف ، نیروی محوری عظیم از یکی از این دو راه بدست می آید: یا هوای خروجی سرعت V_9 بالایی داشته باشد ، و یا این که دبی جرمی جریان هوا $\dot{m}$ بالا و سرعت خروجی V_9 ، متوسط باشد. انتخاب راه دوم بود که به توسعه ی توربوفن های کنار گذاری بالا انجامید ؛ توربوفن هایی که مشخصه ی عمومی آن ها ، داشتن یک فن با قطر بالای 2.5 متر (۱۰۰ اینچ) بود.

آن چه که بیش تر درخور توجه می باشد ، پره های بلند فن است ، که این امکان را برای دبی جرمی جریان هوا فراهم می‌سازد تا با سرعتی بالغ بر ۶۰۰ کیلوگرم در ثانیه پردازش شود. توانی که درون فضای متراکم فن منتقل می شود ، نیازمند ساختار خاصی در فن است که بعداً با مراجعه به توربوفن کنار گذاری بالای CF6 از ژنرال الکتریک به تفصیل مورد بررسی قرار خواهیم داد.

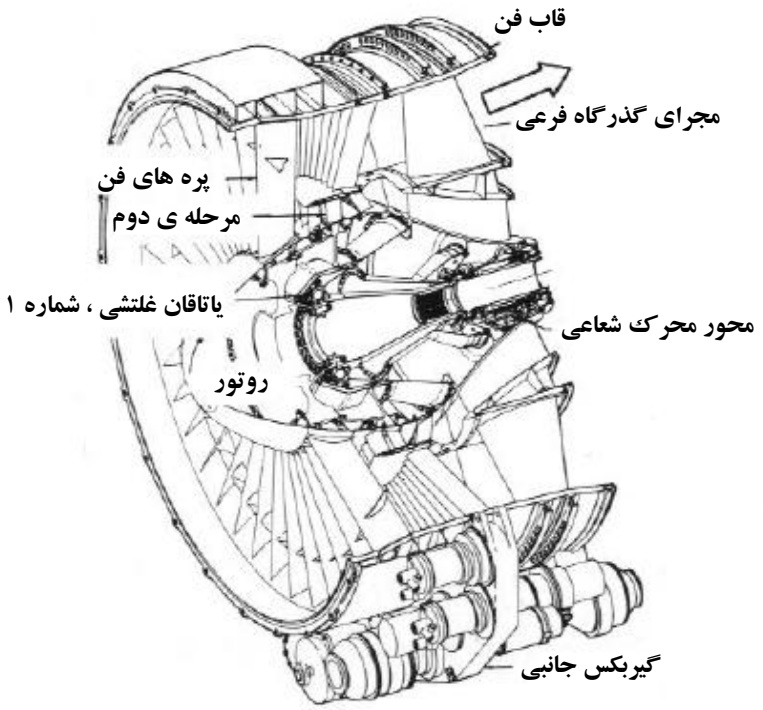
فن های سری CF6 6 شامل یک فن تک مرحله‌ای (پره های بلند) و یک مرحله ی تقویت کننده ی اضافی (پره های کوچک) در جریان پایین دستگاه می باشند (شکل ۲۷ ۴). مرحله ی تقویت کننده ، که اصولاً

یک کمپرسور کم فشار است ، برای متراکم کردن بیش تر آن بخش از جریان هوا ، که وارد موتور هسته می شود ، مورد استفاده قرار می گیرد ؛ به عبارتی دیگر ، حدود ۱۶ درصد هوای متراکم شده ، توسط مرحله ی تقویت کننده ، بیش تر متراکم می شود ، سپس وارد هسته می گردد. سری های بعدی موتور های CF6 ، برای



شکل ۲۶ ۴ فن قطر بالا ، ویژگی خاصه ی موتور های توربوفن نسبت کنار گذاری بالا می باشد (موتور JT 9D ساخت Pratt & Whitney)

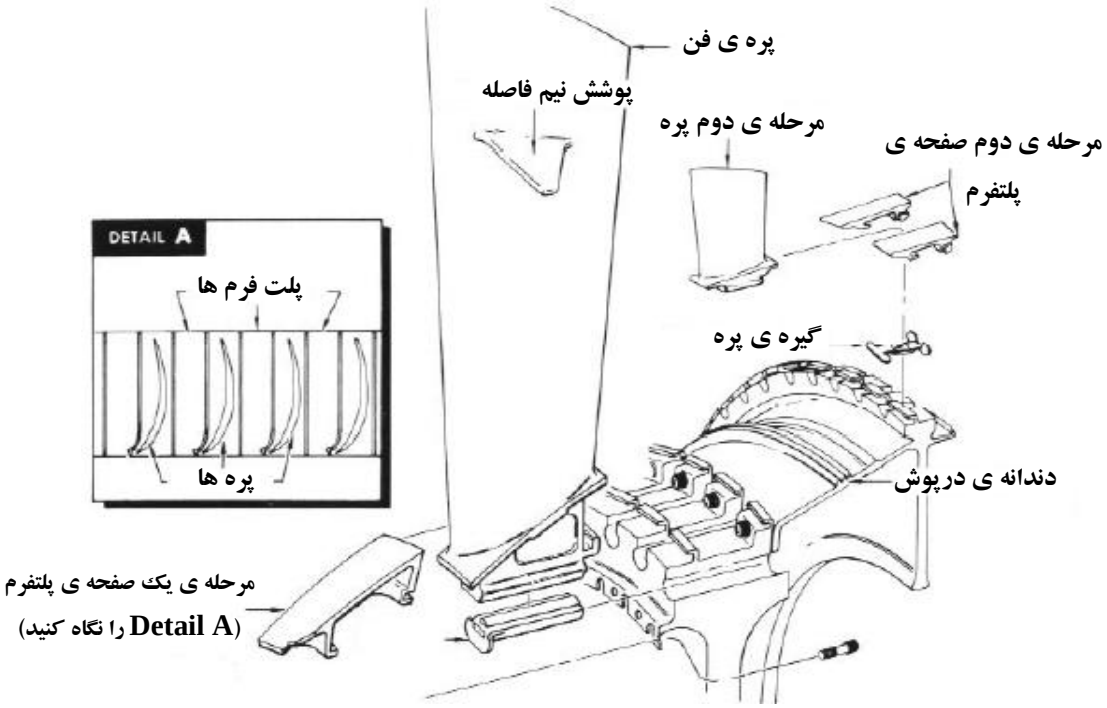
نمونه ، موتور CF6 50A ، دارای یک تقویت کننده ی سه مرحله ای می باشند. در جریان پایین کمپرسور کم فشار (تقویت کننده) سوپاپ های متغیر گذرگاه فرعی ، تعبیه شده‌اند ، هوا را به درون جریان فن ، خارج کنند تا درطول فعالیت ناپایدار ، بین اسپول های فشار پایین و فشار بالا ، تطابق جریان مناسبی برقرار سازند. آزمون موتور واحد فن/کمپرسورکم فشار با سیستم تراکم و کنترل اتوماتیک آن ، ویژگی ها و خصوصیات بسیار خوبی در حاشیه ی واماندگی چرخش ، نشان داده است. همان طور که در طراحی های فن های بزرگ امروزی مرسوم شده است ، پره های هدایت‌کننده ی داخلی وجود ندارند. درعوض از پره هایِ هدایت‌کننده یِ بیرونی مورب ، استفاده شده است ، تا سرعت چرخش هوای فن در جریان پایین روتور کاهش یابد ؛ این بدان منظور است که سطح صدا ، پایین نگهداشته شده باشد (ر. ج. فصل ۱۰).



شکل ۴ ۲۷ بخش فن یک موتور کنار گذاری بالا (CF6 6 ژنرال الکتریک)

شکل ۴ ۲۸ شکل مقطع آیرودینامیکی کمانی معمولی از بخش بالایی پره های فن. این فن در سرعت سو پرسونیک فعالیت می کند. برای کاهش وزن ، هر پره ۲۲ سوراخ دارد. پشت فن یک تقویت کننده ی سه مرحله ای قرار دارد تا فشار جریان موتور هسته را بالا ببرد (CF6 6 ژنرال الکتریک)

فن CF6 دارای ۳۸ پره ی تیتانیوم می باشد. هرکدام از این پره ها در قسمت نوک شان ۲۲ سوراخ دارند ، که هم وزن آن‌ها کاهش یابد ، و هم فرکانس های تشدید صدا را خارج از محدوده ی فعالیت موتور ، نگه دارند. ازآن جایی که نوک یک پره ی فن در سرعت سوپر سونیک فعالیت می کند ، بخش مقطع آیرودینامیک در نوک پره از نوع کمانی می باشد ، که با خصوصیات جریان سوپر سونیک هماهنگی داشته باشد ؛ درحالی که در قسمت پایین همان پره بخش های کلاسیک (ساب سونیک) ، مشاهده می شود ، چنان که این قسمت در سرعت ساب سونیک فعالیت می کند.



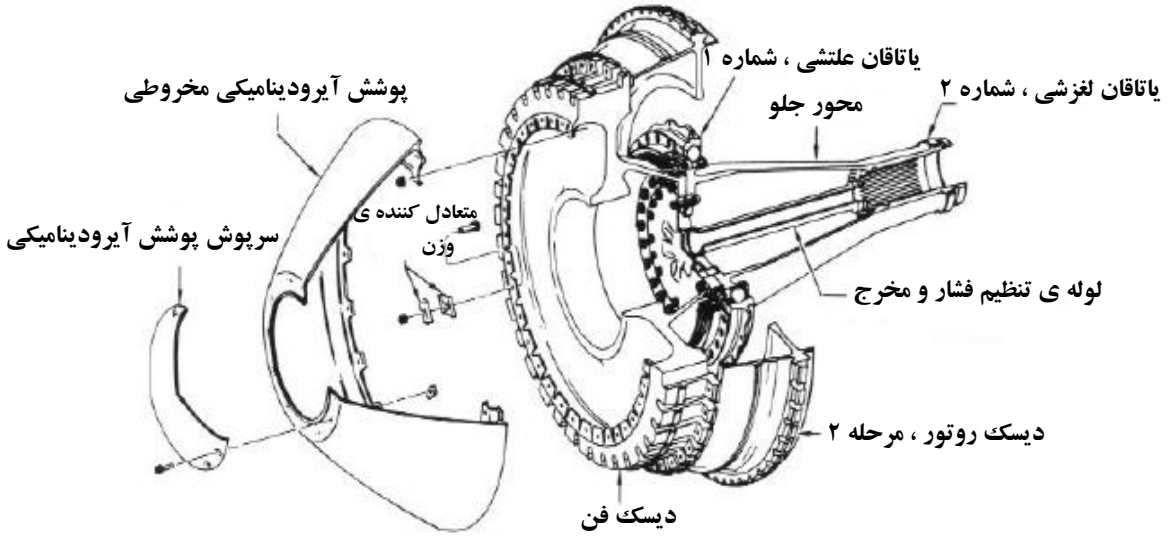
شکل ۴.۲۹ مونتاژ پره ی فن به صفحه‌ی روتور (موتور CF6 6 ژنرال الکتریک)

برای به حداقل رساندن مانع آیرودینامیک در موتور نصب شده ، ضروری است شعاع کلی تا حد ممکن کوچک شود. در موتور CF6 نتیجه ی این کوچک کردن ، داشتن یک شعاع توپی کوچک ، و بنابراین سرعت پایین چرخ در قسمت پایه ی پره می باشد. برای حفظ راندمان مورد نیاز و نیز حفظ اندازه ی محدوده ی واماندگی چرخش ، لازم است پره ی فن به صورت یک مرحله ی انرژی – ناپایدار طراحی شود ؛ این بدان معناست که در نوک پره نسبت به توپی انرژی بیش تری منتقل می شود. از این رو ، کمپرسور فشار پایین باید انرژی اضافی تأمین‌کند. این انرژی برای فراهم کردن یک نسبت فشار شعاعی پایدار (از پایه پره تا نوک آن) در خروجی کمپرسور فشار پایین مورد نیاز می باشد.

طول پره های فن ، لرزش پره ها را کنترل و از فشار بالای حاکی از لرزش جلوگیری می کند. در طراحی مکانیکی فن این نکته یک نکته ی کلیدی است ، که مد نظر قرار می گیرد و هدف از آن تضمین ۳۰۰۰۰

ساعت عمر فن ، می باشد. یکی از عناصر ساختار که لرزش پره را کاهش می دهند پوشش های نیم فاصله می باشند که به پوشش های مجاور شان تکیه زده‌اند ، تا ساختار یک رینگ تعدیل تشکیل دهند. عامل های دیگری که عمر کاری را کاهش می دهند نیز در طراحی اولیه مد نظر قرار می‌گیرد ، از جمله ی این عامل ها می توان به آسیب شی خارجی ، فرسودگی پره به خاطر باران ، تگرگ و یخ بستن کمپرسور و تغییرشکل دادن و کج شدن های داخلی اشاره کرد.

طراحی آیروالاستیک[1] به فن اجازه می دهد ، بار هایی با ۱۲۰ درصد بالا تر از سرعت مجاز را تحمل کند ؛ و این چیزی بود که FAA به آن نیاز داشت. برای تحمل چنین بار های عظیم ، پره ها از تیتانیوم مصنوعی ساخته می شوند که در کم ترین وزن ، بیش ترین مقاومت را فراهم می سازد.



شکل ۴۳۰ طرح روتور فن (موتور CF6 6 ژنرال الکتریک)

یکی از بخش‌های بسیار مهم در طراحی یک فن ، جایی است که پره ها به دیسک روتور ، متصل می شوند. ازآن جایی که بار های سنگینی باید منتقل شوند ، وجود تطابق نزدیک و قابل اطمینان بین این دو جزء اهمیت بسیار زیادی دارد. این را نیز باید اضافه کرد ، که امکان جداشدن تک تک پره ها از روتور ، ضروری است. تحقق این عامل های ضروری با طراحی خوب پایه ی پره به‌صورت دم فاخته ای ، که درون یک شکاف چفت‌کننده در صفحه ی (دیسک) روتور جفت می شود ، ممکن می شود (شکل ۴ ۲۹). در طراحی تعدادی از توربوفن ها و توربوجت های ژنرال الکتریک ، شکل اصولی دم فاخته ای ، که قبلاً در موتور CF6 به کار رفته بود ، مورد استفاده قرار گرفته است. این امر گواه آن است که شکل دم فاخته ای ، قابل اطمینان می باشد.

[1] Aeroelastic

دیسک روتور باید تمام بار ها را از پره ها بپذیرد ، و نیرو ها را به ساختار موتور ، منتقل کند. برای داشتن یک صفحه ی قابل اطمینان ، جنس تیتانیوم انتخاب می شود. این انتخاب به‌خاطر نسبت بهینه‌ی قدرت به وزن آن بود ، که با نیاز های داشتن بیش ترین ایمنی در خدمات هواپیمایی ، متناسب بود.

بار هایی که باید توسط صفحه ی روتور تحمل شوند ، عبارتند از:

- نیرو های گریز از مرکز به سبب چرخش
- نیرو های محوری و خمشی به سبب بار های آیرودینامیک پره ها
- فشار لرزش

دو یاتاقان مجموعه ی روتور فن را تقویت می کنند. یاتاقان جلو ، یک یاتاقان طولی و یاتاقان عقب یک یاتاقان رولر (رولر بیرینگ) ، می باشد (شکل ۳۰-۴). محور روتور ، صفحه و فاصله دهنده ها با پیچ های اتصال دهنده ، متصل شده اند.

معمولاً آزمون های زیادی لازم است ، تا اطمینان حاصل شود که ساختار فن ، قادر است تمام بار هایی که در فعالیت روزانه رخ می دهد را تحمل کند ؛ بدون این که عمر هزاران ساعته ی آن صدمه ببیند (درمورد CF6 6 ۳۰هزار ساعت و حتی بیش تر). نیز ، بعضی از این آزمون ها نیازمند فروبردن پرندگان می باشند ، که پره ها باید بتوانند آن را تحمل کنند (فروبردن پرندگان اتفاقی است ،که ممکن است در فعالیت عادی فن ها رخ بدهد).

فصل پنجم

اتاق احتراق

نیاز سوخت برای مشتعل شدن در سطح بالا ترین راندمان در موتور توربین گازی هواپیما از مقدماتی اساسی می باشد. راندمان احتراق رابطه ی مستقیمی در تأثیر نیروی سوخت/هواپیما ، وزن/بار مفید برابر می باشد ، و بنابراین دارای هزینه ی عملیات و میزان کارایی است. افزایش این مشکلات اقتصادی خواهشمند کاهش انتشار خطر این نتیجه از ، احتراق را فراهم می کند.

پیشرفت اتاق های احتراق ، در اصل مبنی بر تجربه همراه با سیستم های گذشته ی طراحی ، مشابه می باشد. با وجود بسیاری از راه حل های ممکن برای سیستم احتراق منحصر به فرد ، برخی اصول طراحی ، در هر اتاق احتراق یافت خواهد شد.

۵.۱ فرایند احتراق

کار اصلی اتاق احتراق تهیه ی جریان گاز داغ می باشد که توانایی آزاد کردن انرژی آن را برای قسمت های توربین و خروجی موتور داشته باشد. در ادامه ی افزایش فشار میان بخش کمپرسور ، گرما به جریان هوا توسط احتراق گاز مخلوط بخار سوخت و تراکم زیاد هوا اضافه می شود. فرایند احتراق ، مطابق حجم تحمیل شده ی اتاق احتراق و به کامل شدن ، در یک افت فشار کم محدود می شود (احتراق در فشار ثابت).

پالایش اتاق احتراق ، نفوذ بسیاری توسط نیازی که نتیجه ی آن افزایش ترافیک هوایی و آلودگی محیطی می شود را به دنبال خود می آورد ، دارد (ر.ج. فصل ۱۰). پیش از آن که به جزئیات بخش اتاق احتراق بپردازیم ، اجازه دهید تا نگاهی در اتفاقاتی که در داخل اتاق احتراق می افتد بپردازیم ؛ در این مورد ، یک نمونه ی مورد استفاده در موتور های ابتدایی می پردازیم ، قوطی شکل. (شکل ۱-۵).

دبی جرمی هوا ، زمانی که از کمپرسور خارج می شود با سرعتی نزدیک ۱۵۰ m/s (۴۹۰ ft/sec) وارد اتاق احتراق می شود ؛ بسیار بیش تر از تندی یک شعله برای احتراق می باشد. در مرحله ی نخست چه چیزی برای کاهش سرعت جریان هوا نیاز می باشد. در بخش جلوی اتاق احتراق که به شکل یک دیفیوزر می باشد ، که در آن ، عبور جریان از سطح مقطع ، افزایش را در راستای جریان پایین به وجود می آورد ، انجام می گیرد. نتیجه نه تنها باعث کاهش سرعت جریان هوا می شود ، بلکه در یک زمان یکسان فشار را دوباره افزایش می دهد. حال سرعت جریان هوا نزدیک ۲۵ m/s (۸۰ ft/s) می باشد ، هنوز برای اشتعال مخلوط هوا و نفت سفید بسیار بالاست. بنابراین سرعت جریان ، باید تا چند متر بر ثانیه کاهش یابد. این عمل توسط صفحه ی سوراخی که اطراف نازل سوخت می باشد ، صورت می گیرد.

مسئولیت مهم دوم اتاق احتراق این است که ، مخلوط سوخت و هوای مناسبی را فراهم کند. نسبت جرم هر دو ترکیب که واکنش فرایند احتراق را می سازند ، به طور اسمی جرم سوخت تزریق شده در ثانیه ونیروی جرم

هوا در هر ثانیه در داخل اتاق احتراق ، در شرایط عملکردی هواپیما متغیر می باشد و شاید بین نسبت ها ۱:۱۳۰ تا ۱:۴۵ باشد. با این وجود ، نسبت سوخت به هوای احتراق ، در ۱:۱۵ می باشد ، به این معنی است که تنها کسری از هوا ورودی برای فرایند احتراق ، نیاز می باشد. مسئولیت کاهش سرعت جریان برای احتراق منظم سوخت ، و تقسیم جریان هوا برای انجام احتراق کامل ، در بخش جلوی اتاق احتراق انجام می گیرد.

تقسیم هوا برا احتراق توسط یک مجرای هوای کوتاه (دهانه[۱]) انجام می گیرد ، که تعدادی نیروی پسای تولید شده ، پره ها را در خروج آن برای کاهش سرعت جریان می چرخاند. جریان هوای عبور کرده از میان دهانه ، تنها ۲۰ درصد از جرم کل هوای ورودی اتاق احتراق است. توسط بزرگ ترین قسمت ، در اطراف داخلی مجرای شعله ، از جایی که به تدریج در درون مجرای شعله مخلوط می شود ، به وسیله ی چینش سوراخ هایی با اندازه های گوناگون در پشت اولین ناحیه ی احتراق ، هدایت می شود (شکل ۲-۵).

سوخت ، به سوی دهانه ی تزریق ، در فشار بالا ، پمپ می شود. شکل دهانه ی تزریق ، باعث می شود که بخار سوخت در هنگام خروج ، مانند یک پاشش مخروطی ، مخلوطی همراه با هوا را از خود عبور دهد (فصل ۹). احتراق سوخت در یک فضای نسبتاً کوچک در داخل مجرای شعله ، ناحیه ی احتراق اولیه[۲] رخ می دهد ، مکانی که دما به بالای ۲۰۰۰K (۳۶۰۰R) می رسد. هیچ ماده ی مجرای شعله ای ، توانایی مقابله با چنین دما هایی را ندارد اگر دیواره ها به صورت دائم خنک نشوند. بر این اساس ، سیستم سوراخ های کوچک و شکاف های خطی دیواره باعث خنک شدن دوباره ی هوا می شود ، و باعث فراهم کردن محافظت برای دیواره های مجرای شعله ، از شعله های بسیار داغ می شود (شکل ۳-۵). بخش باقی مانده ی هوای دوم (نزدیک به ۵۰ درصد) مسیر مجرای شعله را طی می کند ، و به تدریج به گاز داغ ، افزوده می شود. فرایند احتراق ، باید پیش از آن که این عمل باعث کاهش دما شود ، باید به صورت کامل انجام شود.

احتراق معمولاً توسط جرقه زنی الکتریکی و سپس به صورت پیوسته ، مانند یک فرایند خود نگهدار ، انجام می گیرد.

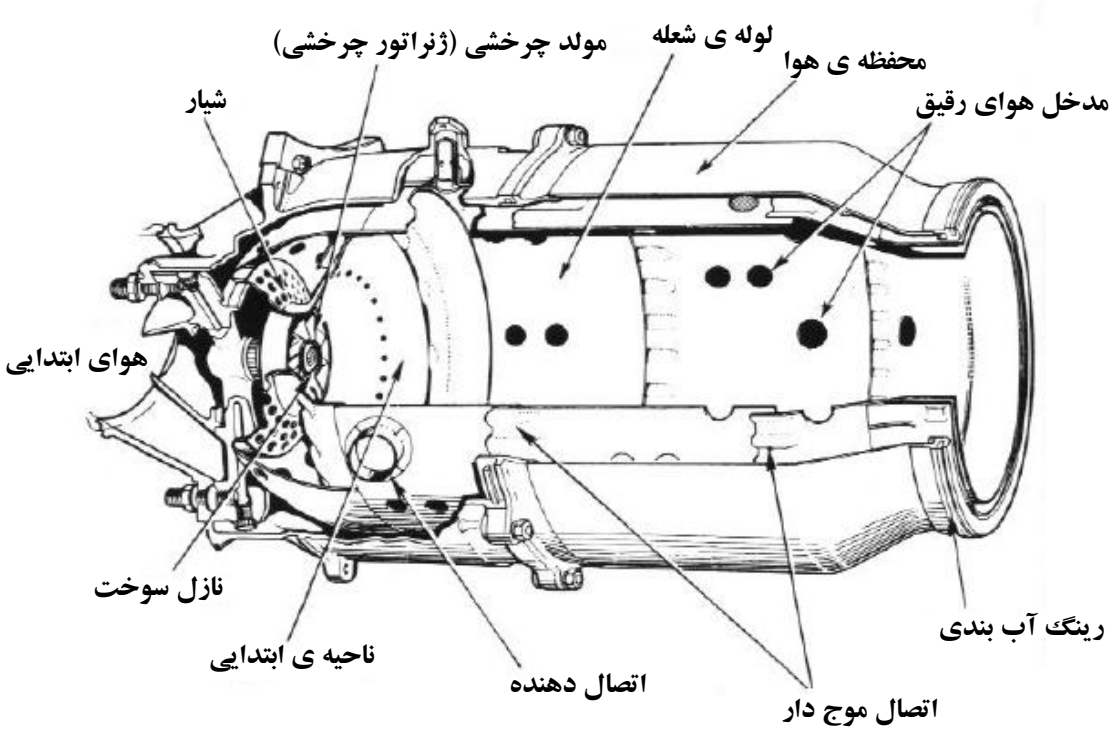
۵.۲ خصوصیات اتاق احتراق

نیاز هایی که برای احتراق بهینه می باشد ، باید ، به طور مناسب در شرایط عملکرد بحرانی هواپیما ، مانند سرعت پرواز ، پرواز در ارتفاع ، شتاب گیری در طول برخاست و ... ایجاد گردد. پارامتر های ویژه ای برای توصیف خصوصیات اتاق احتراق به کار گرفته می شود.

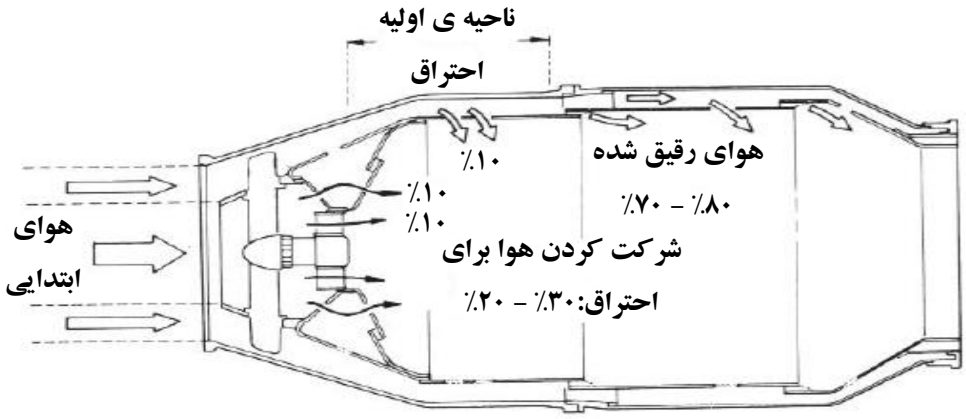
---

[۱] Snout

[۲] Promart combustion zone



شکل ۱-۵ نمونه ای از مجموعه ی سوخت پاش



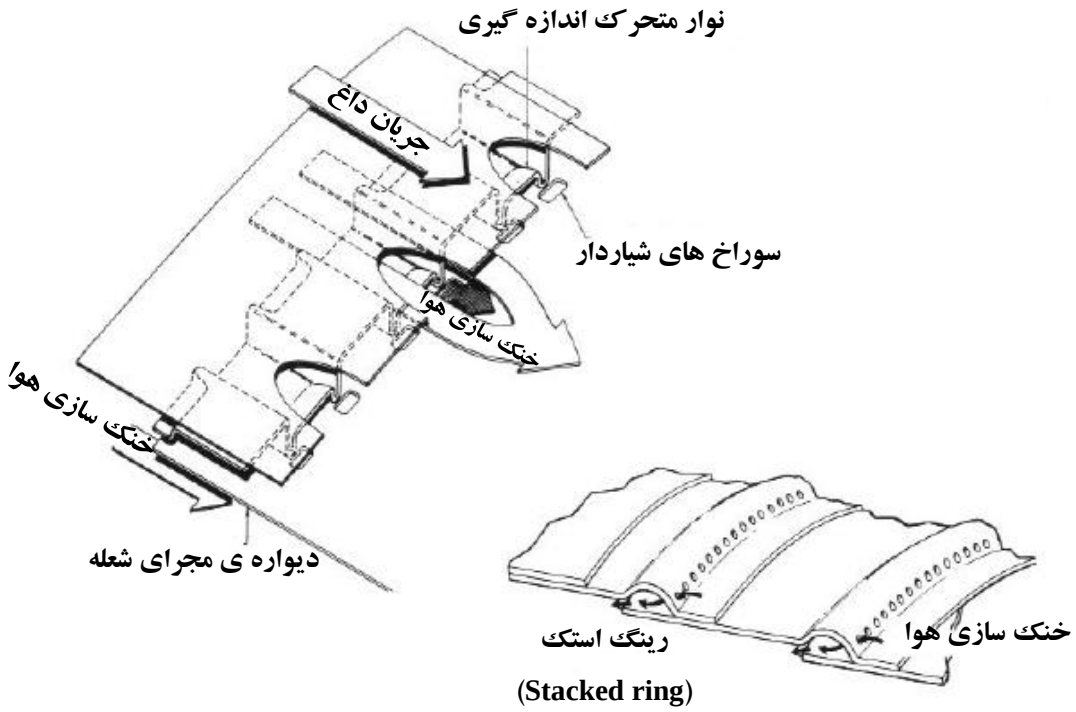
شکل ۲-۵ شمای جریان در اتاق احتراق

راندمان احتراق

به طور کلی ، سوخت تزریق شده به صورت کامل نمی سوزد ، بنابراین تولید کمی گرما نسبت به تئوری گفته شده را ، ممکن می سازد. علت این است که ، فراهم کردن نسبت دقیق هوا ی مورد نیاز ، برای احتراق کامل مشکل می باشد ، به ویژه همراه با نسبتی از دامنه ی وسیع شرایط عملکرد هواپیما.

میزان سوخت حقیقی مورد استفاده توسط یک عامل ، به نام راندمان احتراق که میزان گرمای آزاد شده توسط احتراق را در رابطه ای برای گرمای تئوری موجود در سوخت را می دهد ، مشخص می گردد.

$$\text{راندمان احتراق} = \frac{\text{گرمای آزاد شده ، } Q}{\text{گرمای موجود تئوری } Q_o}$$



شکل ۳-۵ خنک سازی اتاق احتراق خطی (General Electric CF-6)

اتاق های احتراق مدرن ، راندمانی بین ۹۰ تا ۹۸ درصد دارند ($\eta_c = 0.9 - 0.98$). مقدار ها می توانند بهبود یابند ، اگر احتراق به صورت استوکیومتریک[۱] ، امکان پذیر باشد ، به این معنی که ، میزان مناسبی از هوا به طور کامل برای سوختن میزانی از یک هوا ، متناسب باشد. هنوز این اقدام صورت نگرفته است.

پارامتر مهم دیگر افت فشار مطلق می باشد ، زیرا در یک سیکل توربین گازی ، هدف ، برای رسیدن به احتراقی در فشار ثابت می باشد. مقداری افت فشار به سبب حرکت چرخشی مورد نیاز برای کارامدی احتراق اجتناب ناپذیر خواهد بود ، و همچنین به سبب اصطکاک. این افت ها می تواند توسط دقت در طراحی اتاق احتراق به حداقل برسند. میزان افت فشار مطلق توسط نسبت فشار مطلق در خروجی اتاق احتراق ، p_{t4} ، و فشار مطلق در ورودی اتاق احتراق ، p_{t3} ، مشخص می گردد.

$$\text{افت فشار مطلق } \Pi_c = \frac{p_{t4}}{p_{t3}}$$

[۱] Stoichiometric

مقدار نوعی ضریب افت فشار مطلق میان ۰.۹۳ و ۰.۹۸ ، به بیان دیگر افت های فشار مطلق بین ۲ و ۷ درصد می باشد.

عملکرد محدوده ی ثابت

در مقایسه با یک وسیله ی توربین گازی زمینی ، یک موتور پیشرانه ی توربو ، برای هواپیما استفاده می شود که تغییرات بزرگ و سرعت موتور و عملیات ارتفاعی را تحت کنترل دارد. در درون عملکرد کامل محدوده ی پوشش منحنی از پرواز هرز گردی نیروی محوری ، به نیروی محوری برخاست بیشینه ، و از فشار استاتیکی سطح دریا ، به فشار پایین در ارتفاع ، از انهدام شعله در اتاق احتراق باید جلوگیری گردد.

براساس شرایط مختلف کارکرد ، کمیت های پیوسته در ورود ، به اتاق احتراق تغییر می کنند:

- فشار استاتیکی ، p_3
- دمای استاتیکی ، t_3
- سرعت جریان هوا

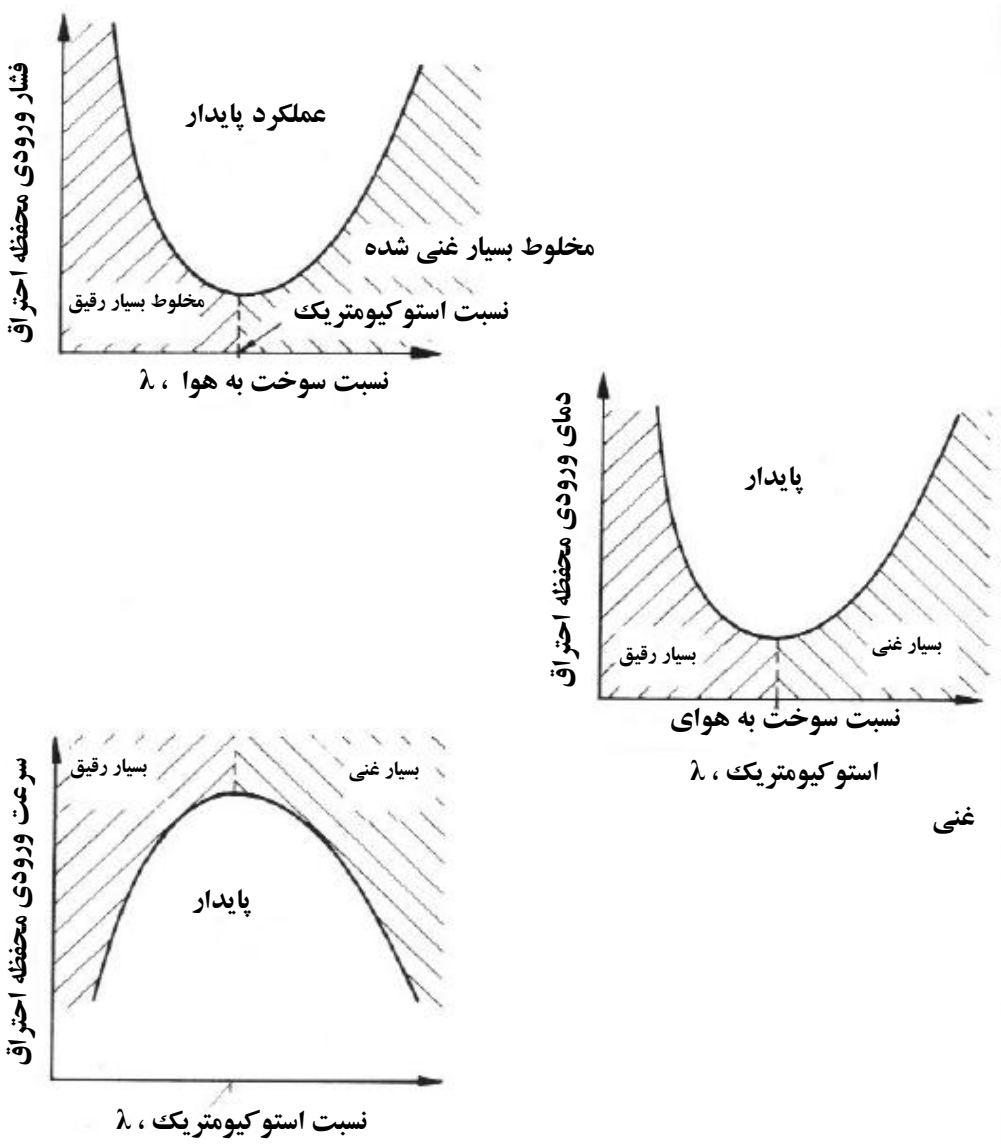
کارکرد محدوده ی ثابت ، معمولاً توسط یک نسبت حد مجاز سوخت به هوا که در برقراری احتراق ثابت است ، می باشد. محدوده ی کارکرد ، توسط کاهش فشار اتمسفر که همراه با افزایش ارتفاع پرواز می باشد محدود می شود ، که ورود فشار به داخل اتاق احتراق باعث تقلیل می شود (شکل ۴-۵). مشخصه ی موتور های جت ، یک نسبت بالای فشار (همانند موتور های مدرن با نسبت کنارگذری بالا که در ترابری ساب سونیک مورد استفاده قرار می گیرد) که دارای حساسیت کم در تأثیر آن است. در موضوع یک نسبت سوخت به هوا استوکیومتری ، احتراق ثابت خواستار حفظ ، حتی در شرایط نامطلوب می باشد.

فرایند احتراق همچنین دارای حساسیت در سرعت ورودی بالا به داخل اتاق احتراق است ، که می تواند باعث خارج شدن شعله شود.

توزیع دما

کارایی بهینه ی موتور انجام خواهد یافت ، اگر دمای میانگین گاز داغ در صورت امکان به دمای قابل قبول تیغه های توربین نزدیک باشد. اگر توزیع دما به صورت غیر یکنواخت باشد که نقاط گرم به وجود آمده در گاز ، دمای ورودی توربین ، باید برای جلوگیری از آسیب دیدن تیغه ها کاهش یابد. به ناچار این عملکرد ، باعث کاهش راندمان موتور خواهد شد.

مقداری زیاد از مخلوط سوخت همراه با جریان هوا به طور کلی باعث بهبود یافتن دمای توزیع شده می شود ، اما ممکن است ، افت فشار مطلق (= افت های جریان) را در اتاق احتراق افزایش دهد.



شکل ۴-۵ عوامل تأثیر گذار در شعله ی پایدار

راه اندازی

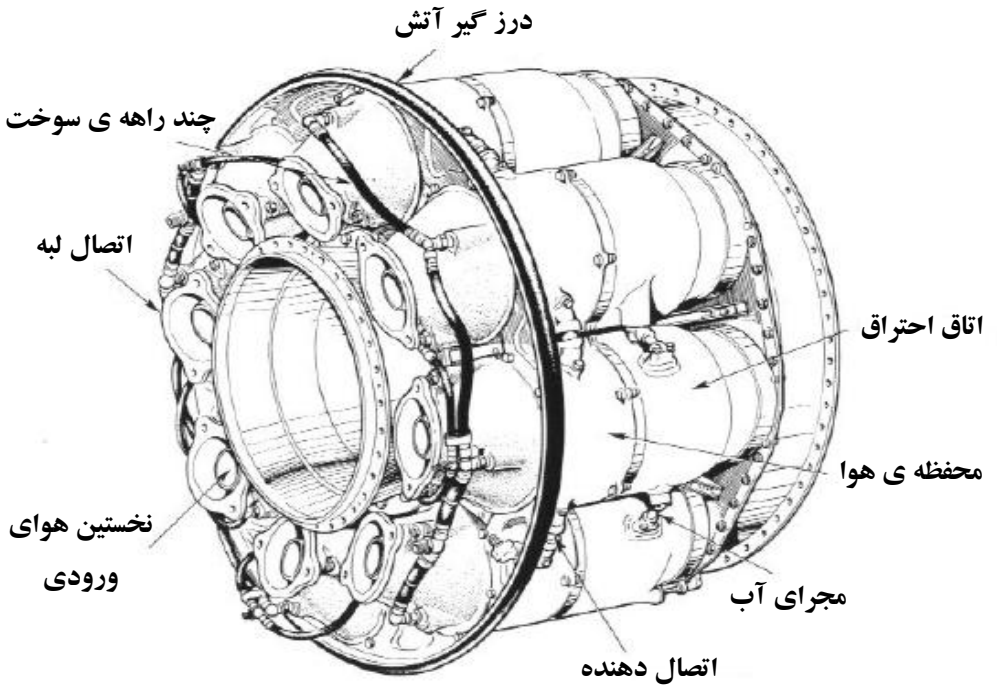
اشتعال مخلوط سوخت / هوا به سادگی رخ می دهد ، اگر فشار و دما بالا باشد و سرعت جریان پایین باشد. اگر مخلوط سوخت / هوا بسیار رقیق یا بسیار غنی باشد ، اشتعال ناقص رخ می دهد.

ذخیره سازی

در مورد یک مخلوط سوخت / هوا ی غنی ، تمایل مولکول های کربن به شکل ذخیره سازی ، افزایش می یابد ، زیرا اکسیژن به مقدار کافی برای احتراق کامل موجود می باشد. تغییر دادن نسبت سوخت به هوا همچنین ممکن است تغییر مکان در اتاق احتراق را داشته باشد ، مکانی که کربن ذخیره خواهد شد.

ذخیره سازی همچنین به کیفیت سوخت ، که بسیار در فرودگاه ها متنوع می باشد ، بستگی دارد.

به چند دلیل که در شکل بالا نشان داده شده است که طراحی اتاق احتراق نیازمند به ارزیابی دقیق عوامل متضاد است.



شکل ۵-۵ آرایش دایره ای مدل لوله های مجزا آتشخان[۱]

۵.۳ انواع محفظه ی احتراق

دسته بندی انواع اتاق احتراق به ویژگی های هندسی بستگی دارد. سه مدل اساسی موجود می باشد:

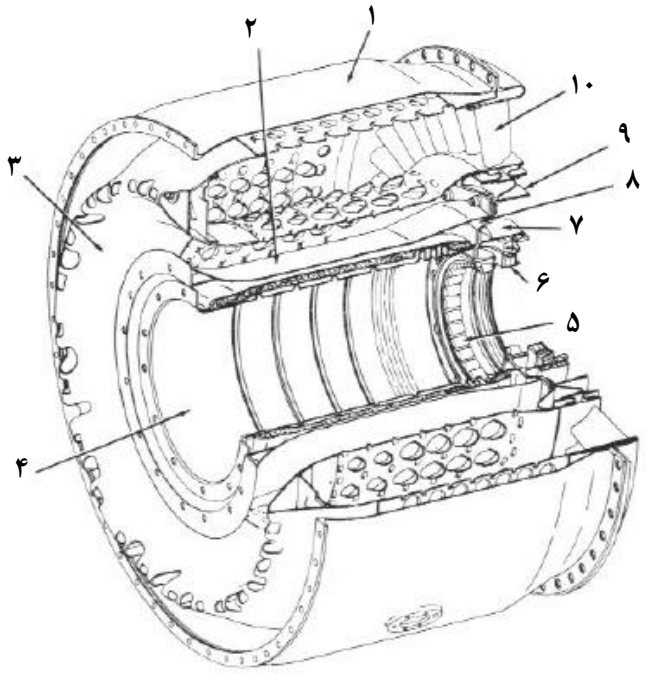
- مدل آتشخان لوله های مجزا
- مدل آتشخان حلقوی

[۱] Can – type : هر یک از لوله های مجزا در محفظه احتراق

- مدل آتشخان لوله های مجزای حلقوی

۵.۳.۱ مدل اتاق احتراق لوله های مجزا

این مدل در موتور های جت ابتدایی ، یافت می شود. تعدادی از آتشخان های انفرادی به صورت دایره وار قرینه ای در اطراف محور موتور آرایش یافته اند. هر اتاق تولید کننده همراه با یک جریان ، جریان هوا توسط یک مجرای هوای جدا کننده که جریان بالایی را به خروجی کمپرسور متصل می کند ، می باشد(شکل ۵-۵). آتشخان ها توسط اتصال دهنده ها به یکدیگر متصل می باشند ، که گسترش دادن شعله به محفظه های احتراق کناری را فراهم می کند ، بنابراین اشتعال مخلوط سوخت به هوا ، در حقیقت اشتعال تنها ، در دو محفظه ی احتراق رخ می دهد. اتصال دهنده ها همچنین در فشار یکسان در طول تمام لوله های مجزای آتشخان برای یکسان بودن شرایط عملیات در تمام محفظه ی اتاق و به موجب جلوگیری از بارگیری نامتقارن توربین عمل می کند.



۱ محفظه
۲ محفظه ی داخلی
۳ مجرای شعله
۴ محافظ گرما برای محور روتور
۵ رولر بیرینگ
۶ درز بند کربن
۷ حامل درز بند
۸ محفظه ی بیرینگ
۹ درز بند توربین
۱۰ دهانه ی توربین

شکل ۶-۵ اتاق احتراق نوع حلقوی (General Electric CJ610)

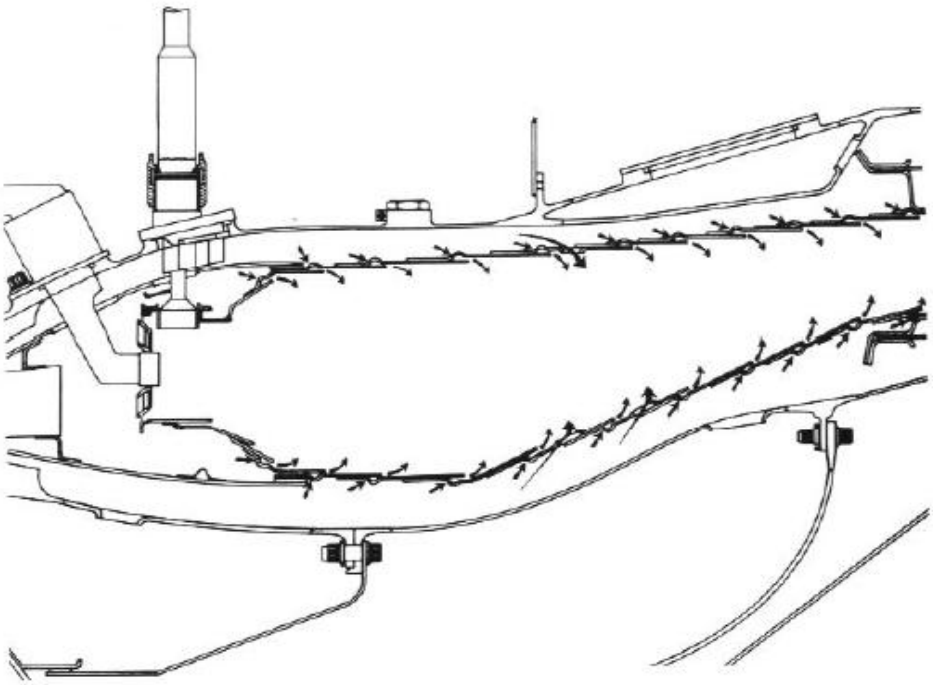
به دلیل ناکارایی استفاده از فضای موجود ، و به طور ماندگار نامساعدی تأثیر دینامیک سیال ، کاربرد نوع آتشخان لوله ای مجزا در صنعت هوا فضا به درزا نکشید. با این وجود ، تشکیل یک مرحله ی ضروری در پیشرفت توربو موتور ، داد.

۵.۳.۲ اتاق احتراق مدل حلقوی

محفظه ی احتراق حلقوی ، کارایی بیش تری را در استفاده از حجم فضا ، فراهم می کند. به طور اساسی ، آتشخان حلقوی یک مجرای شعله انفرادی هم مرکز در اطراف اسپول ها می باشد (شکل ۶-۵). مزیت مهم این مدل آتشخان ، ۲۵ درصد کاهش وزن آن نسبت به آتشخان لوله ای مجزا می باشد. به علاوه ، فشار پیرامونی یکسان بسیار زیاد شده است. اتاق احتراق انفرادی بزرگ ، فرایند احتراق را حتی بیش تر در داخل مجرای شعله انجام می دهد.

۵.۳.۳ محفظه ی احتراق لوله مجزای حلقوی

یک راه متوسط برای مدرن شدن محفظه ی احتراق حلقوی ، نوع لوله مجزای حلقوی می باشد. برای موتور هایی که در دهه ی شصت توسعه یافتند ، ارتش و غیرنظامی همانند هم ، آتشخان لوله مجزای حلقوی را مدل متداول کردند.

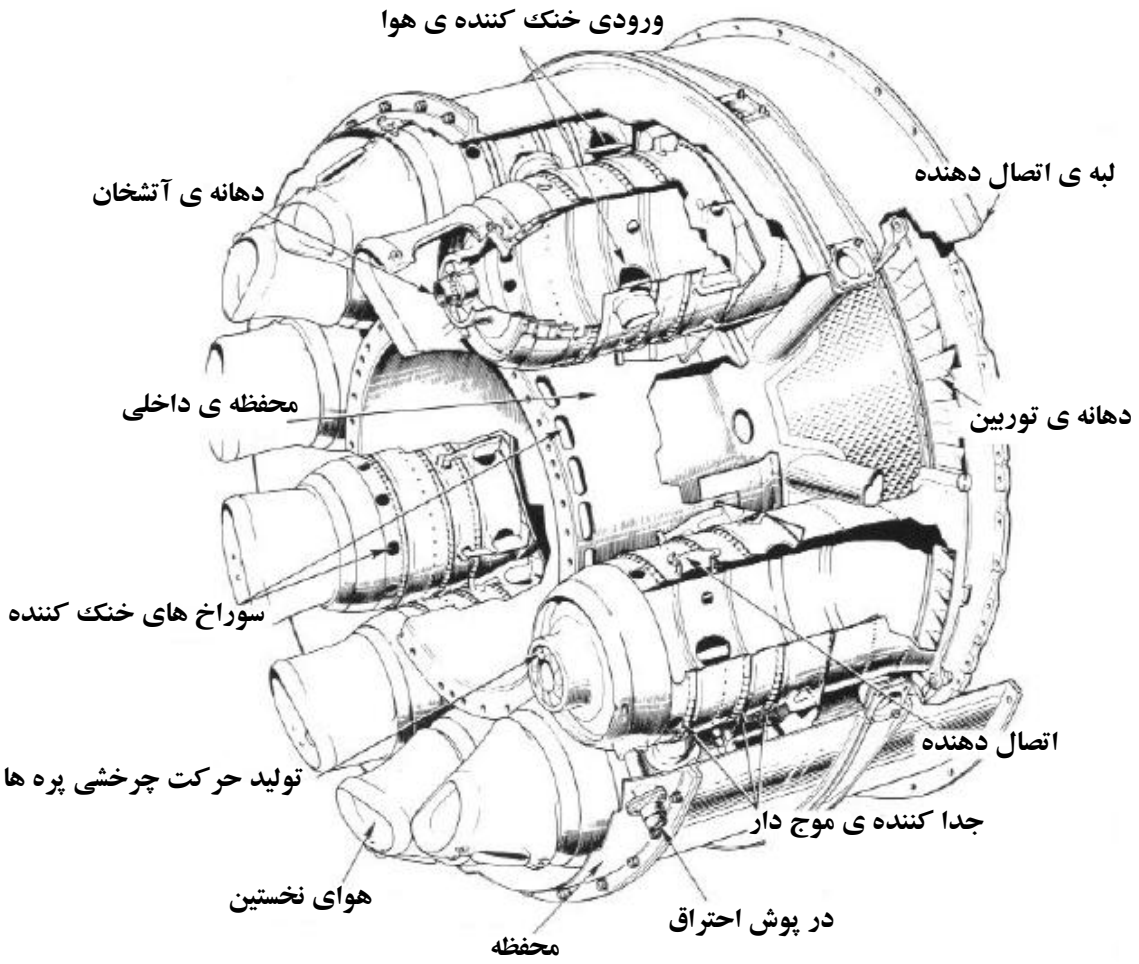


شکل ۷-۵ شمای جریان در اتاق احتراق حلقوی (General Electric CF6)

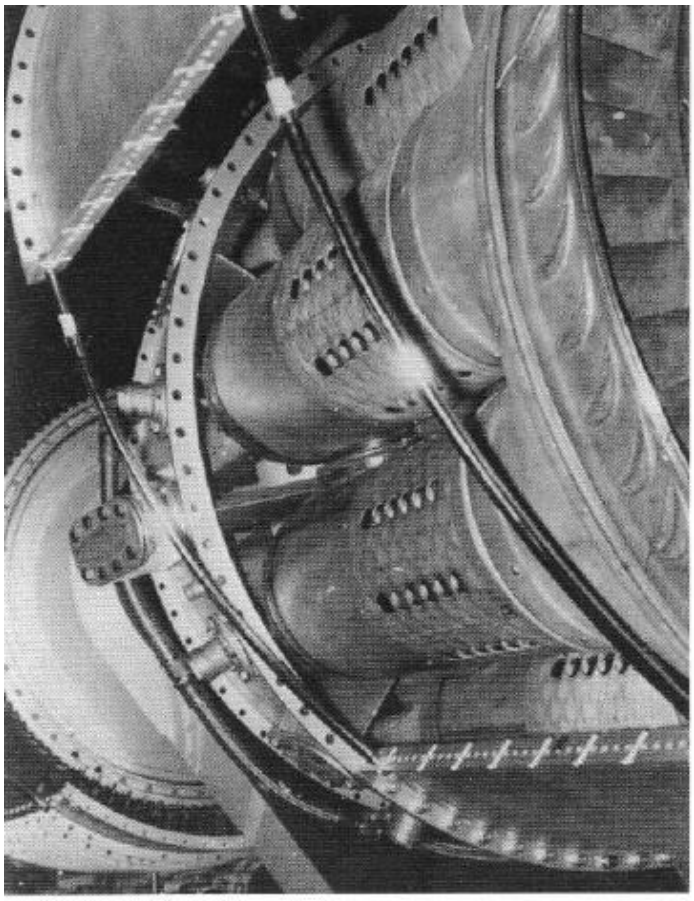
ذخیره ی هوای دوم برای مجرای شعله از میان یک محفظه ی هوای رایج ، که هوای نخستین برای احتراق از میان ورودی های هوای منحصر به فرد ، تهیه شده است ، می باشد (شکل ۸-۵). مجرا های شعله بر روی لبه ی دیواره مانند خروجی توربین دایره ای ترتیب شده است ، جایی که جریان منبسط می شود و شتاب می گیرد.

یک راه ویژه آتشخان لوله مجزای حلقوی است که توسط Pratt & Whitney توسعه یافته است ، که دارای شش نازل پاشش سوخت نصب شده در قالب دایره ای در داخل هر مجرای شعله می باشد. شبیه به طرح یک محفظه ی احتراق کوچک می باشد ، و هشت عدد در موتور JT4 مورد استفاده قرار گرفته است.

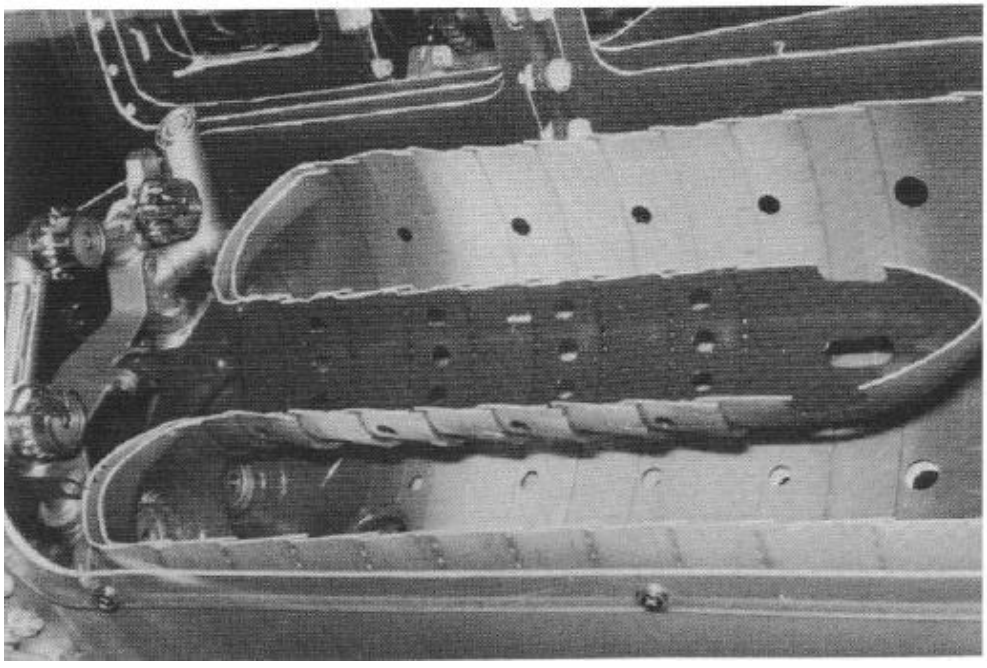
در آن زمان ، آتشخان لوله مجزای حلقوی به صورت اقتصادی ، از فضای موجود ، و فراهم کردن پایداری خوب مکانیکی ، ساختار یکپارچه ، به کار گرفته می شد.



شکل ۸-۵ اتاق احتراق لوله مجزای حلقوی



شکل ۹-۵ اتاق احتراق لوله مجزای حلقوی (General Electric J79)



شکل ۱۰-۵ برش میانی آتشخان با شش نازل سوخت (Pratt & Whitney JT4)

فصل ششم

توربین

وظیفه‌ی اصلی توربین در یک موتور هواپیمایی ، راندن کمپرسور می باشد. علاوه براین ، توربین باید لوازم فرعی را نیز ، به حرکت درآورد. اگر موتور مورد نظر ، موتور یک هواپیمای توربین‌دار باشد ، وظیفه‌ی اصلی توربین ، راندن پروانه‌ها است ، و اگر موتور یک بادکش باشد ، برای راندن پره های روتور یک هلیکوپتر است.

قدرت عظیم توربین ، که ممکن است مقادیری بیش از ۵۰ هزار اسب بخار داشته باشد ، ازطریق استخراج بخش یا عملاً کل انرژی موجود در گاز داغ ، حاصل می شود. یک پره ی واحد توربین ، به تنهایی می تواند تا ۲۵۰ اسب‌بخار در تولید قدرت توربین سهم داشته باشد ؛ که این مقدار بیش تر از ظرفیت تولید بسیاری از موتور های اتومبیل های بزرگ است.

اگر این نکته را درنظر داشته باشیم که فرایند تبدیل انرژی در حجم محدود توربین و در بارگیری هایی با دمای بی نهایت بالا انجام می شود ، آن وقت پیشرفت های تکنولوژی موتور های توربین بیش تر آشکار و مسلم می شود. پیشرفت و ارتقاء ، به موتور های بزرگی که بیش از ۲۰ تن نیروی محوری تولید می کنند ، تنها پس از دست یابی به جنس های جدید و روش های خنک کنندگی ، ممکن شد.

۶.۱ طراحی و عملکرد توربین

به طور اصولی ، عملکرد توربین از آن چه در کمپرسور ملاحظه کردیم ، متفاوت نیست. یک کمپرسور ، از طریق تبدیل انرژی مکانیکی به انرژی فشار ، انرژی را به جریان هوایی که از آن عبور می‌کند ، اضافه می کند ؛ درحالی که ، یک توربین بالعکس ، انرژی را از جریان گاز جذب می‌کند تا آن را به قدرت نیرو مکانیکی محور یا گشتاور تبدیل کند.

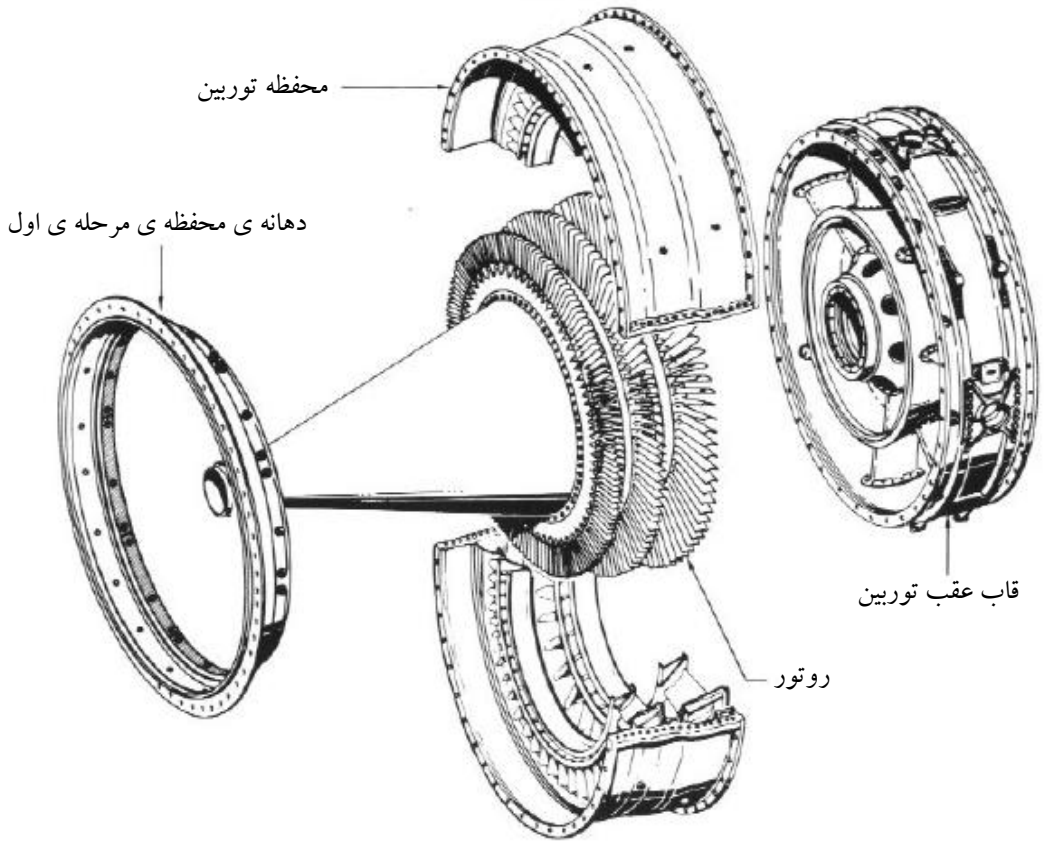
در موتور های هواپیمایی ، توربین نوع محوری ، منحصراً به خاطر دبی جرمی جریان بالا تری که فراهم می سازد ، مورد استفاده قرار می گیرد. توربین نوع شعاعی نیز می تواند استفاده شود ، اما در حقیقت یک گزینه ی مفید ، و کاربردی نیست. طراحی توربین جریان محوری ، می تواند تک مرحله یا چند مرحله باشد. یک مرحله ی توربین ، شامل دو عنصر عمده است ، که عبارتند از:

الف) مجموعه ای از پره های هدایت گر دهانه ساکن به دنبال آن

ب) مجموعه ای از پره های چرخان. (در یک کمپرسور این ترتیب حالت عکس دارد، ر. ج. فصل ۴).

استاتور به صورت یک رینگ از پره های شعاعی ساکن در درون محفظه ی توربین تشکیل شده است. این پره ها از مقطع آیرودینامیک هستند ، و لبه های فوقانی آن ها با جریانی که از بخش احتراق می آید ، در تماس می باشد. گاز حرارت دیده و داغ ، در مسیر باریک بین پره های همجوار ، شتاب بالایی می گیرد. به خاطر این

تأثیر دهانه ، پره های ساکن را پره های هدایت گر دهانه[1] می نامند ، و آرایش و چیدمان کامل آن ها دهانه توربین[2] را تشکیل می دهد. چرخ گردنده ، که دهانه توربین را در جریان پایین دنبال می کند ، توربین حقیقی می باشد (شکل ۱-۶).



شکل ۱-۶ مجموعه ی یک توربین پیشرفته و پرکاربرد (ژنرال الکتریک J79)

عامل هایی که تعداد مرحله های توربین را تحت تأثیر قرار می دهند:

- تعداد اسپول های کمپرسور
- مقدار انرژیی که باید از گاز داغ استخراج شود
- سرعت زاویه ای (rpm)
- بزرگ ترین قطر ممکن توربین

نسبت های تراکم بالا ، که معمولاً در موتور های مدرن می باشد ، به توربین های چند مرحله ای نیاز دارند.

[1] Nozzle guide vanes
[2] Turbine nozzle

ممکن است این پرسش ، پرسیده شود ، که چگونه است که ، گاز در یک توربین منبسط ، و در یک کمپرسور ، متراکم می شود. پاسخ این پرسش ، در طراحی پره ها نهفته است. در فصلی که راجع به کمپرسور ها ، بود ، مشاهده کردیم که بین پره های همجوار ، سطح مقطع جریان طوری طراحی شده ، که در راستای جریان پایین ، افزایش یابد ؛ این رویکرد را دیفیوزر می نامند. تأثیر یک دیفیوزر ، کاهش سرعت جریان ، و تبدیل انرژی جنبشی آن به انرژی فشار ، می باشد.

شرایط در یک توربین ، عکس کمپرسور است. ازآن جایی که سطح مقطع بین پره های همجوار ، در راستای جریان پایین ، کم می باشد ، تأثیر دهانه به وجود می آید ، که باعث می شود جریان شتاب پیدا کند ، و برای کار ، آماده شود.

با منبسط شدن گاز ، فشار و دمای آن کاهش می یابند ، درحالی که شتاب به سرعت افزایش پیدا می کند. یک مرحله ی توربین براساس میزان انرژی تبدیل شده در بخش های استاتور و روتور ، دسته بندی می شود. بدین‌صورت بین گزینه های زیر تفاوت وجود دارد:

- توربین فشار – ثابت
- توربین ضربه ای
- و ترکیبی از هر دو مورد بالا.

موتور های هواپیمایی از نوع ترکیبی توربین برخوردار است. پیش از بررسی این گزینه ها ، اجازه بدهید ابتدا کارایی پره های هدایت گر دهانه را مورد توجه قرار دهیم.

۶.۱.۱ دهانه توربین

به منظور انجام کار ، گاز داغ که از بخش سوخت خارج می شود ، باید به طور مناسب پردازش شود. این وظیفه ی پره های هدایت گر دهانه می باشد ؛ که دو کارایی اصولی دارند. اول این که ، باید بخشی از انرژی گاز داغ را به انرژی جنبشی تبدیل کنند ، تا موقعی که به پره های روتور می رسد ، به اندازه ی کافی سرعت داشته باشد. دوم این که پره های هدایت گر دهانه باید مسیر جریان گاز را تغییر دهند ؛ طوری که نیرو های جانبی ایجاد شده توسط پره های گردنده ، برای تولید توان محور ، به بیشینه برسند.

این افزایش سرعت ، از طریق تنگ شدگی مسیر بین پره های همجوار (اثر دهانه) انجام می شود. با افزایش سرعت ، فشار و دمای استاتیکی ، کاهش می یابد. درجه ی این تبدیل انرژی به نسبت ورودی دهانه ، به مساحت خروجی ، وابسته است. این نسبت ، یکی از ویژگی های مستقیم نوع پره های استفاده شده در توربین می باشد.

درموتور های جت پیشرفته ، پره های هدایت گر دهانه ، طوری طراحی شده‌اند ، که در خروجی دهانه ، فشار بحرانی ، به دست آید ، یعنی نسبت مساحت ورودی به خروجی ، طوری انتخاب شود که در خروجی دهانه ، سرعت صوت گاز را فراهم کند.

ازآن جایی که ، هیچ کاری توسط گاز داغ در بخش پره های هدایت گر دهانه صورت نمی گیرد (زیرا ، این پره ها ساکن هستند) ، انرژی کلی گاز ثابت می ماند ؛ البته اگر از اتلاف های جریان صرف نظر شود. تنها ، بخشی از انرژی ، از پتانسیل به جنبشی تبدیل می‌گردد ؛ بدین صورت که ، انرژی فشار و گرما به انرژی سرعت گاز تبدیل می شود.

آن چه در طراحی پره های هدایت گر دهانه دارای اهمیت می باشد ، انتخاب با دقت سطح مقطع ورودی ، می باشد. اگر این مساحت ، بیش از حد کوچک باشد ، به سبب افزایش فشار عقبی در خروجی کمپرسور، نیروی پسای آیرودینامیک افزایش می یابد. این منجر می شود که حدود فعالیت کمپرسور به حدود نوسان (ارتعاش) ، نزدیک تر شود ، که می تواند در طول افزایش سرعت موتور ، باعث اختلالات و مشکلاتی شود. بالعکس، اگر پره های هدایت گر دهانه ، دارای سطح مقطع بزرگی در ورودی باشند ، ویژگی های افزایش سرعت موتور ، بهبود می یابند. اما مصرف سوخت ویژه ی بالاتری ، بر موتور تحمیل می گردد. تصمیم نهایی سازش این معیار ها و ضوابط می باشد.

۶.۱.۲ توربین فشار - ثابت

یکی از ویژگی های توربین فشار ثابت یا توربین ضربه ای ، و پره های هدایت گر دهانه مورد استفاده در آن، این است که ، انبساط گاز تنها در بخش پره ی هدایت گر دهانه مرحله ، صورت می گیرد ؛ زیرا اینجا می باشد که انرژی پتانسیل گاز به انرژی جنبشی ، تبدیل می شود.

وقتی گاز با سرعت بالایی از پره های هدایت گر دهانه ، خارج می شود ، با پره های روتور برخورد می کند. چرخش چرخ که نتیجه ی این امر می باشد ، توسط تبادل نیروی حرکت آنی ، از تغییر جهت مسیر جریان گاز ، توسط پره های روتور ، در فشار ثابت انجام می گردد. ثابت نگه داشتن سطح مقطع مسیر جریان ، بین پره های همجوار روتور ، تضمین می کند ، که فشار ثابت و پایدار می ماند.

توربین ضربه ای اساساً مانند چرخ آب ، مشهور و معروف است. قاعده‌ی فعالیت آن ، با استفاده از یک آبشار توربین که از بازکردن فرضی روتور ، روی یک صفحه تشکیل شده ، توضیح داده می شود.

جریان گاز با سرعت مطلق C_0 وارد پره های هدایت گر دهانه می شود ، و با سرعت مطلق C_1 بسیار بالا تری خارج می گردد ؛ و مسیری دارد که توسط هندسه ی پره ها اعمال می شود (شکل ۶-۲a). به علت

چرخش چرخ با سرعت زاویه ای ثابت u_1 ، هر پره ی چرخان این طور گاز را ، می بیند که از مسیری مختلف و با سرعت (نسبی) متفاوت w_1 درحال نزدیک شدن ، می باشد.

تمام سه بردار سرعت (c، u و w) می توانند ترکیب شوند تا یک سرعت برایند ، در ورودی چرخ روتور تشکیل دهند. با عبور گاز از مسیر جریان روتور ، مسیرش تغییر می یابد ، اما مقدار سرعت نسبی ، ثابت باقی می‌ماند ($w_2 = w_1$). از آن جایی‌که سرعت زاویه ای u_2 در خروجی روتور ، به خاطر هندسه‌ی چرخ ، برابر با سرعت زاویه ای در ورودی روتور ، می باشد ($u_1 = u_2$) ، سرعت برایند در خروجی چرخ روتور کاملاً مقرر می شود.

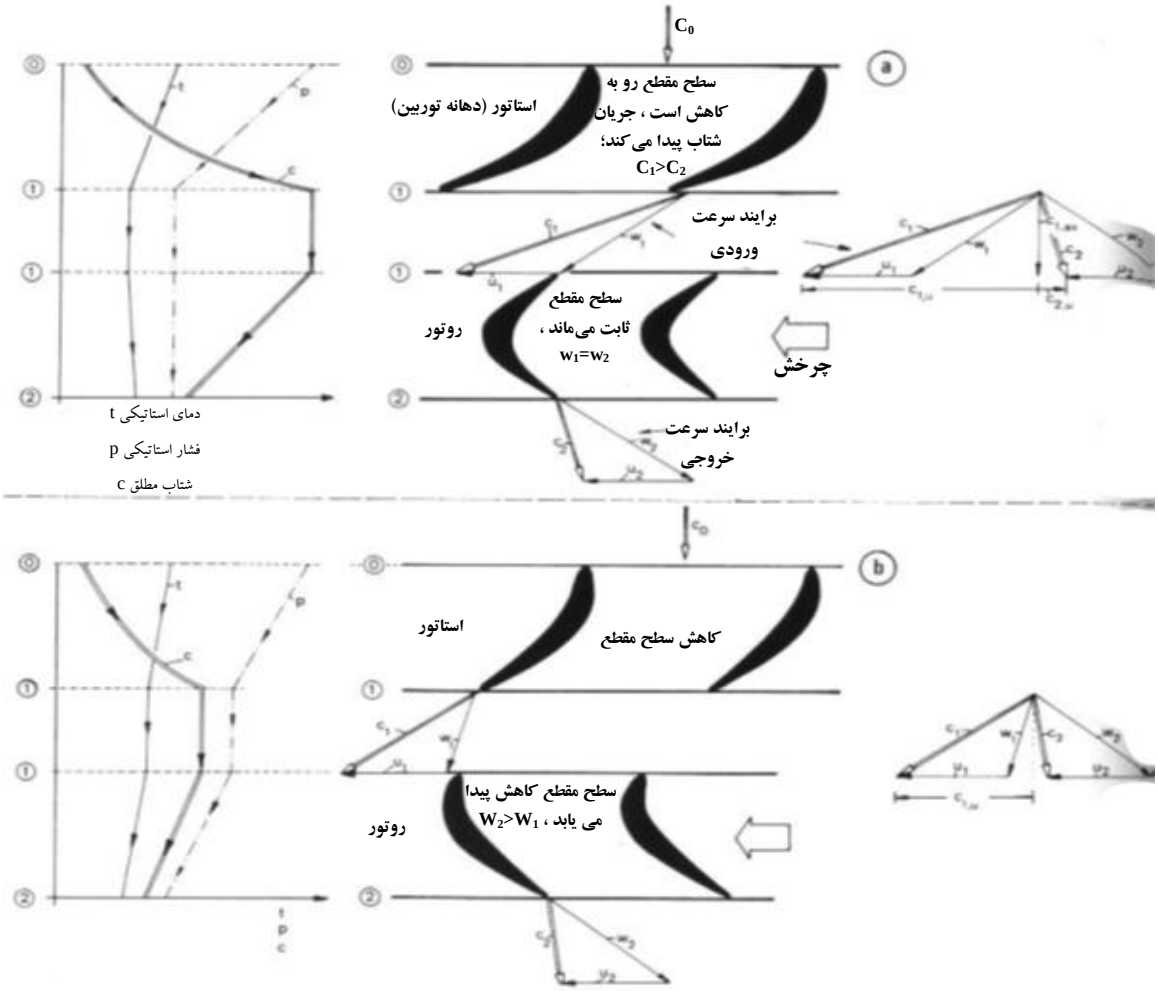
به خاطر داشته باشید که سرعت مطلق C_2 (و بدین ترتیب انرژی جنبش $\frac{C_2^2}{2}$) کم تر از ورودی چرخ روتور می باشد ؛ که این به سبب کار انتقال یافته از گاز به پره های روتور می باشد.

ویژگی توربین ضربه ای توسط ویژگی های گاز آن در یک مرحله ی توربینی مشخص می شود (شکل ۲a-۶ ، سمت چپ). درنتیجه ی انبساط گاز در پره های هدایت گر دهانه ، فشار و دما کاهش پیدا می کنند ، درحالی که شتاب افزایش می یابد. افت در سرعت مطلق c در بخش روتور مرحله ، مستقیماً از انرژی منتقل شده از گاز به پره ها ناشی می شود. درحالی که فشار استاتیکی ، ثابت باقی می ماند ، دما به خاطر اصطکاک بالا می‌رود.

۶.۱.۳ توربین واکنشی

ویژگی توربین واکنشی این است که ، انبساط گاز را نه تنها در بخش پره ی هدایت گر دهانه صورت می گیرد ، بلکه توسط پره های چرخان چرخ روتور ، نیز انجام می شود. گاز داغ موقع عبور از پره های هدایت گر دهانه ، شتاب می یابد ، درحالی که ، دما و فشار آن کاهش می یابد ؛ که این بسیار شبیه به توربین ضربه ی است ، اما درجه ی پایین تری دارد (شکل ۲b-۶). ازآن جایی که پره های روتور نیز دارای سطح مقطع کم می باشند ، در بین پره های همجوار می باشد ، اثر دهانه موجود باعث می شود ، جریان بیش تر شتاب بگیرد. یک نیروی آیرودینامیکی ، شبیه به نیروی برا (لیفت) یک بال ، روی پره ی روتور تولید می شود ، که چرخ را به چرخش درمی آورد.

اما این تنها منبع قدرتی نیست ، که یک توربین واکنشی را به گردش درمی آورد. مقدار معینی نیروی حرکت آنی وجود دارد ، که موقع اصابت گاز داغ با پره های روتور ، تولید می شود. یکی از مزایای توربین واکنشی ، راندمان بهتر نسبت به توربین ضربه ای می باشد ، در حالی که توربین ضربه ای نیروی خروجی بالا تری را فراهم می سازد ، که خود اجازه می دهد ، تعداد مراحل کاهش یابد.



شکل۲-۶ مرحله ی توربین

a) توربین فشار-ثابت
b) توربین واکنشی

راندمان توربین η_t معمولاً به عنوان نسبت نیروی حقیقی توربین H_T تعریف می شود ، که مربوط است به بیشینه نیروی ممکن (از لحاظ تئوری) ، بدون افت ها:

$$\text{راندمان توربین } \eta_t = \frac{\text{توان ویژه ی واقعی توربین } H_T}{\text{توان ویژه ی ایده آل توربین } H_{T,is}}$$

نکته: T ، نماد توربین ، و is ، نماد آیزونتروپیک (بدون افت) ، می باشد.

مقادیر راندمان توربین بین ۰.۷۸ و ۰.۹۲ می باشد.

افت ها ، به دلیل تعدادی عامل ، از جمله تغییر مسیر جریان ، اصطکاک ، تراوش و نشت بین اجزاء چرخان و غیر چرخان ، و همچنین لقی قسمت نوک رخ می دهند.

برای رساندن ایده ی بزرگی نیروی توربین ، اجازه بدهید ، مثالی را در نظر بگیریم. می توان از برایند های سرعت یک مرحله ، توان ویژه ی توربین (نیرویی که به واحد دبی جرمی جریان $1\ kg/s$ ارجاع می شود) را ، به دست آورد. این کار توسط اعمال قضیه‌ی توربین یولر[1] (که می تواند برای یک کمپرسور نیز استفاده شود) انجام می پذیرد:

توان ویژه ی توربین:

$$H_T = u_1 c_{1u} - u_2 c_{2u}$$

- u سرعت زاویه ای پره ی چرخان
- c_{1u} و c_{2u} اجزاء محیطی سرعت مطلق در ورودی (۱) و خروجی (۲) روتور

توان محوری قابل استفاده ی توربین ازطریق ، حاصل ضرب توان ویژه ی توربین ، در دبی جرمی جریان به دست می آید:

$$N_{use} = \dot{m}\ H_T$$

مثال: راندمان یک مرحله ی توربین ، با ویژگی های زیر را محاسبه کنید:

- سرعت زاویه ای $n = 12000\ rpm$
- شعاع میانی $r_1 = 0.5\ m$
- جزء محیطی با سرعت مطلق $c_{1u} = 430\ m/s$ در ورودی چرخ گردنده
- خروج جریان در مسیر محوری از روتور (بدون اجزاء محیطی ، با سرعت مطلق)
- دبی جرمی جریان $\dot{m} = 50\ kg/s$

با فرض این‌که جریان با مسیری محوری از روتور خارج می شود ($c_{2u}= 0$) ، توان قابل استفاده ی محور توربین با رابطه‌ی ساده‌ی زیر به دست می آید:

$$N_{use} = \dot{m}\, u_1 c_{1u}$$

---

[1] Euler

سرعت زاویه ای (U) محصول سرعت زاویه‌ای (n) و شعاعی $\omega = \pi\, n/30$ می باشد

$$u_1 = r_1\omega = \frac{0.5 \times \pi \times 12000}{30} = 628.3\ \mathrm{m/s}$$

سپس توان قابل استفاده ی محور توربین N_{use} ، می شود:

$$N_{use} = 50 \times 628.3 \times 430\ \mathrm{kW} = 13508\ \mathrm{kW}$$

برای به حساب آوردن بعد kW:

$$\mathrm{kW} = [\frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{s}}\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}\ \frac{1\mathrm{kW}}{1000\mathrm{kW}}\ \frac{\mathrm{Ws}}{1\mathrm{J}}\ \frac{\mathrm{J}}{\mathrm{Nm}}\ \frac{1\mathrm{N\,s^2}}{1\mathrm{mkg}}]$$

استفاده از رابطه ی $1\ \mathrm{kW} = 1.34\ \mathrm{hp}$ ، به ما می دهد:

$$N_{use} = 13508\ \mathrm{kW} \times \frac{1.34\ \mathrm{hp}}{1\ \mathrm{kW}} = 18100\ \mathrm{hp}$$

۶.۱.۴ طراحی پره ی توربین

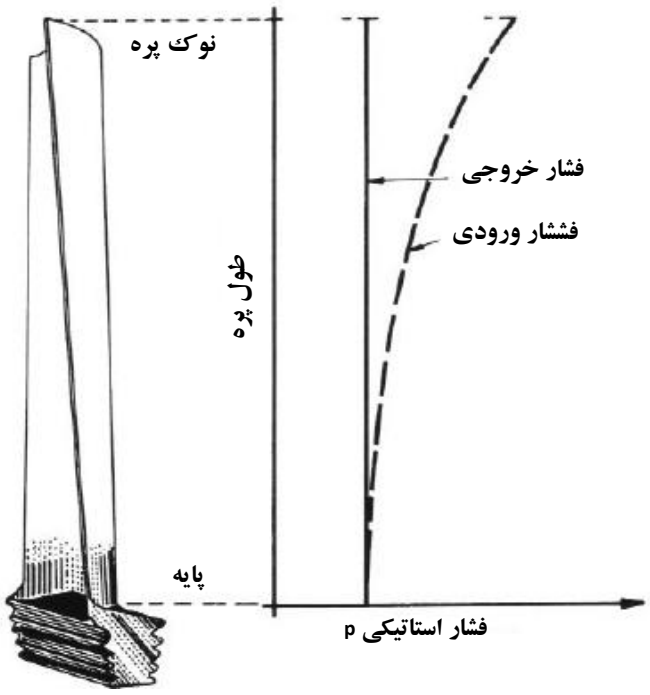
یکی از عامل هایی که در طراحی پره ی توربین اهمیت زیادی دارد ، توزیع بار در طول پره می باشد. به طور کلی ، طراحی پره با هدف تولید بردار سرعت در خروجی چرخ توربین انجام می شود ؛ سرعتی که از لحاظ اندازه و جهت ، برابر سرعتی باشد که در هرجای دیگر پره وجود دارد. چنان چه سرعت ، غیریکنواخت باشد ، نتیجه ی آن ، توزیع یکنواخت فشار شعاعی و نیز افت های جانبی که معلول اختلال در جریان می باشند ، خواهد بود.

واضح است که ، سرعت زاویه ای ، در قسمت پایه ی پره ، کم تر از نوک آن می باشد. اگر قرار باشد انبساط گاز تنها به بخش پره های هدایت گر دهانه توربین محدود شود ، و باعث شود چرخ توربین مانند یک توربین فشار _ ثابت یا توربین ضربه ای (که قبلاً آن ها را شرح دادیم) عمل کند ، سرعت نسبی گاز در قسمت نوک پره کم تر از قسمت پایه ی آن ، خواهد بود. این مطلب را می توان به آسانی از طریق رسم بردار برایند سرعت ، بازبینی نمود. کارایی پره در قسمت نوک ، به دلیل تأثیر تقلیل یافته ی اصابت در آن قسمت ، بسیار پایین می باشد.

به همین دلیل ، و نیز برای خود داری از این ویژگی ها ، معمولاً پره های توربین طوری طراحی می شوند که در قسمت پایه از نوع فشار _ ثابت باشند ، و هرچه از قسمت پایه به سمت نوک پره می رویم ، به تدریج مانند

نوع واکنشی دربیایند (شکل ۳-۶). مزیت دیگر این‌گونه طراحی ، فشار بیش تر در قسمت نوک پره است ، که نیرو های گریز از مرکز ناشی از گردش را ، خنثی و بی اثر می کند ؛ این‌کار ازطریق راندن جریان به سمت پایه ی پره صورت می گیرد.

ازآن جایی که ویژگی های توربین با چرخش ، تغییر قابل توجهی پیدا می کنند ، کارایی بهینه ی توربین می تواند تنها در ، یا کنار سرعت چرخش ، طراحی نگه داشته شود.



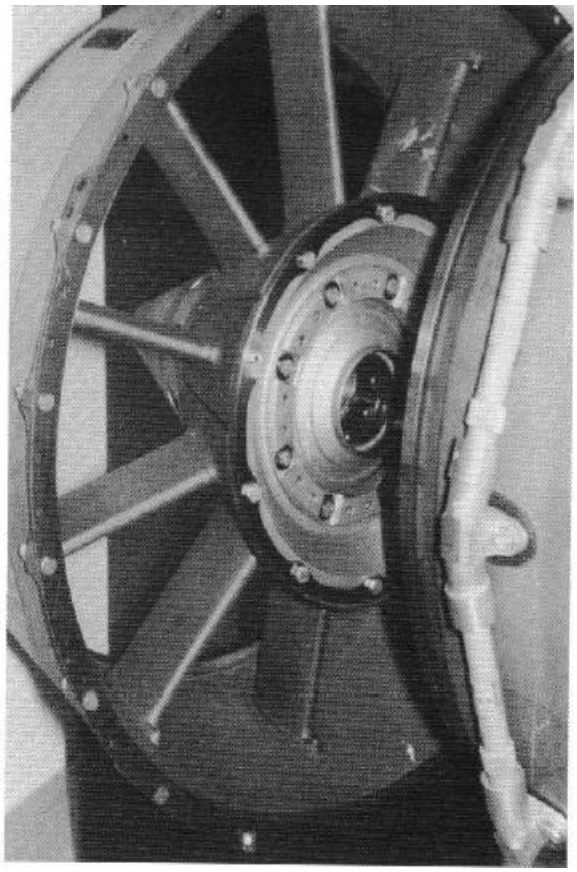
شکل ۳-۶ توزیع فشار درطول پره

توربین ، طراحی شده تا در بخش خروجی جریانی در راستای محوری فراهم نماید. اما همیشه اندکی چرخش در جریان وجود دارد ، که برای تولید نیروی محوری غیرقابل استفاده ، و باعث اتلاف نیز می شود. مقابله با این چرخش ، معمولاً توسط پره های هدایت گر در پشت توربین ، که مقاومت هوا درآن ها کم است ، انجام می شود. این پره ها به عنوان پایه های تقویت‌کننده برای یاتاقان عقبی توربین نیز عمل می‌کنند.

۶.۲ مونتاژ توربین - بررسی موردی

در یک موتور توربوجت ، روتور توربین یکی از آن اجزاء موتور است ، که سنگین ترین وظیفه را بر عهده دارد. بار های بسیار سنگین ، نه تنها از چرخش ، بلکه از فعالیت در دما های بالا نتیجه می شود. آن چه در پیشرفت و ارتقای توربین دارای بیش ترین اهمیت می باشد ، تقویت و بهبود دو عامل می باشد: یکی عناصر به‌کار رفته در توربین ، عناصری که قادر باشند بار های مکانیکی و گرمایی بالایی را تحمل کنند ؛ و دیگری که

متمم عامل اولی می باشد ، بهبود و ارتقای روش های خنک کنندگی است. ازآن جایی‌که عناصر تا بیش ترین درجه ی تحمل شان مورد استفاده و بهره برداری ، قرار می‌گیرند ، پارامتر های بسیار مهم موتور همچون دمای راه دخول توربین (TIT) و سرعت چرخش ، باید با دقت و از نزدیک بازبینی و بررسی شوند.



شکل ۴-۶ ۱۰ پایه تقویت کننده که مقاومت هوا در آن ها کم شده و برای مقابله و برطرف کردن چرخش اضافی جریان ، شکل داده شده است. (Rolls Royce Tyne)

حال در این قسمت با تحلیل ساختار موتور J79 ژنرال الکتریک ، که زمانی برای تأمین نیروی هواپیما های جنگنده ی F-4 و F-104 در دهه ی شصت مورد استفاده قرار می‌گرفت ، نگاهی به فلز آلات توربین می‌اندازیم. خیلی از ویژگی های طراحی J79 هنوز در بیش تر موتور های مدرن امروزی ، مشاهده می شوند.

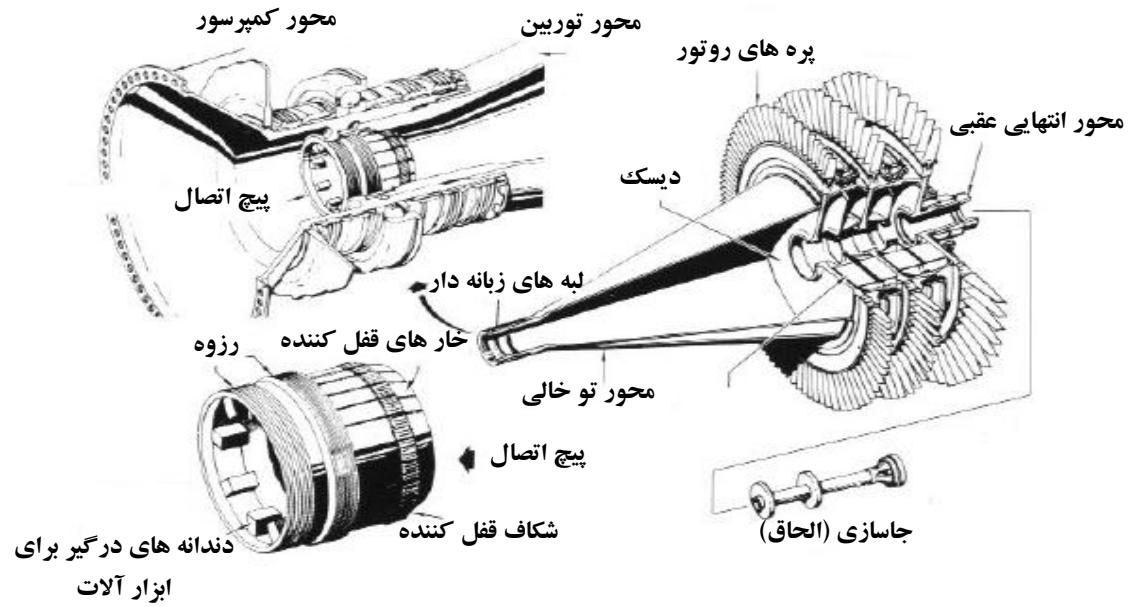
روتور J79 شامل صفحه های (دیسک های) روتور ، پره ها و محورهای انتهایی جلو و عقب ، که بارهای توربین را منتقل می‌کنند (شکل ۵-۶) ، می باشد.

محور مخروطی طوری طراحی شده تا ، توسط انتهای زبانه دار خود که با محور عقبی کمپرسور جفت می شود، نیروی مکانیکی محور را به کمپرسور منتقل کند. یک پیچ اتصالی مخصوص اجزاء را ، به یکدیگر قفل می‌کند. محور مخروطی در انتهای عقبی خود ، یک برجستگی دارد ، که توسط تعدادی پیچ به اولین صفحه ی

توربین نصب می‌گردد. هر سه صفحه ی توربین از طریق فاصله دهنده ها ، که درخدمت انتقال نیروی محور نیز می باشد ، به یکدیگر پیچ می شوند.

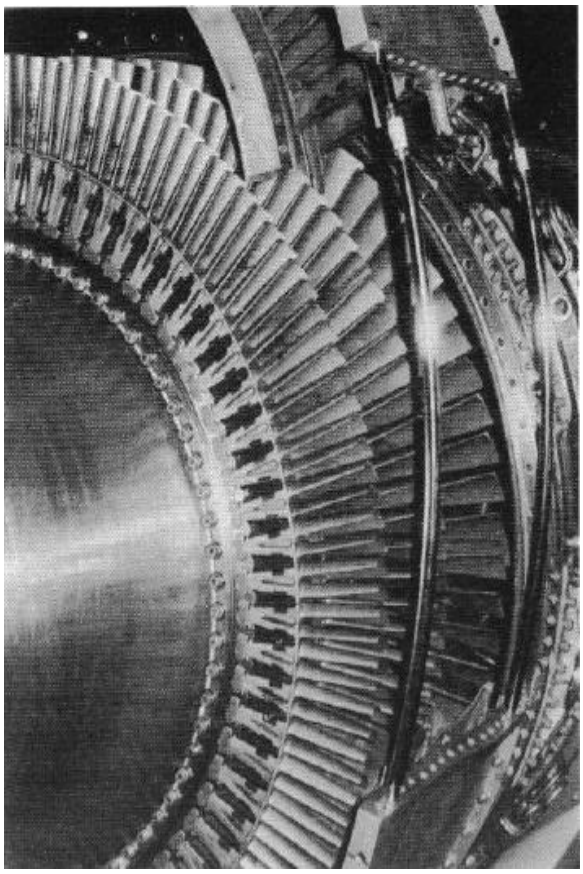
صفحه های توربین معمولاً جداره هایی با ضخامت مخروطی دارند (ضخامت آن‌ها با افزایش شعاع کاهش می یابد). این امر جمع شدن نیرو های گریز از مرکز ، که موقع چرخش در سرعت های بالا تولید می شود را به حداقل می‌رساند.

صفحه ها به طور معمولی یک سوراخ در مرکز ، و یک لبه ی بیرونی ، دارند که پره ها را نگه می‌دارد ؛ در شیار هایی که در لبه ی بیرونی تعبیه شده جای می گیرند. پره ها با گیره هایی ، که برای مقابله با لرزش و جلوگیری از نشت هوا طراحی شده‌اند ، در جای خود نگه داشته می شوند. محور بلند پره ها برای جدا سازی پایه ی پره از گاز داغ به کار می رود. یک مکانیزم خنک‌کنندگی سطح‌بالا ، کنترل دما بین صفحه ها را میسر می سازد.



شکل ۵-۶ مجموعه ی روتور توربین (J79 ژنرال الکتریک)

افزایش دمای فعالیت به مقادیری بالاتر از نقطه‌ی ذوب جنس پره (۱۳۰۰ C)، که در موتورهای امروزی امری عادی محسوب می شود، تنها بعد از پیشرفت در روش‌های پیچیده و سطح بالای خنک‌کنندگی میسر شد. خنک‌کنندگی بیرونی تنها، که توسط پرده‌ی نازکی از هوای خنک انجام می‌شد، ثابت کرد که کافی و مناسب نیست. لازم بود خنک‌کنندگی دیگری توسط یک جزء داخلی تأمین شود. روش‌های کنترل دما برای اجزاء غیر چرخشی، همچون پره های هدایت گر دهانه، نسبتا مستقیم و سرراست بود؛ مانند آنچه در موتور CF6 ژنرال الکتریک با نسبت نسبت کنار گذاری بالا انجام شد (شکل ۷-۶).

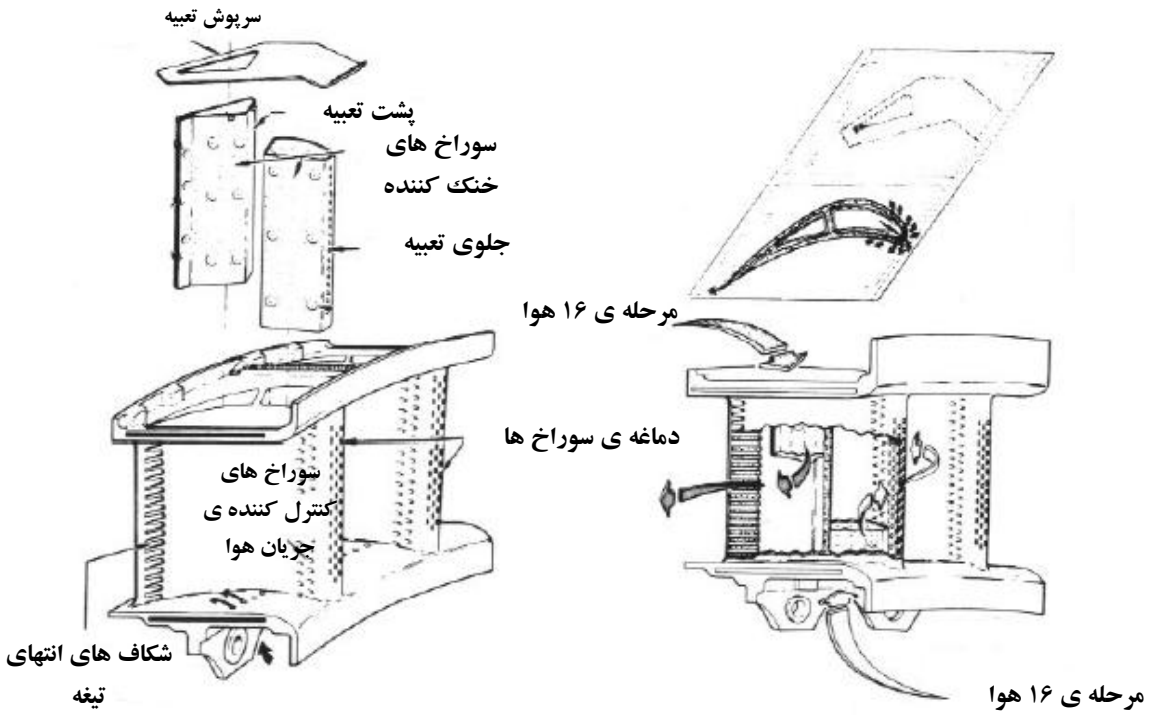


شکل ۶-۶ پیچ شدن محور مخروطی توربین با صفحه‌ی جلویی. هر دو پره یک واحد را تشکیل می‌دهند. پره ها، به عنوان تدبیری درمقابل گرما ، دنباله ی بلندی دارند (موتور CF6 ژنرال الکتریک)

به منظور محافظت از پره های هدایت گر دهانه مرحله ی اول در مقابل صدمه ی حاصل از دما های بسیار بالا، پره ها روکش دار می شوند ؛ تا بدین‌ترتیب مقاومت شان در برابر زنگ زدگی و خوردگی مواد ، افزایش یابد. این پره ها به صورت تک تک و فردی قالب گیری و ساخته می شوند ، سپس دوتایی با یکدیگر می پیوندند. این روش تضمین می کند که نشت جریان هوا به حداقل می رسد. همچنین تعویض پره ها در طول زمان نگهداری آسان تر می شود ، و ازآن جایی‌که زمان مورد نیاز کاهش می یابد ، مقرون به صرفه تر می‌گردد.

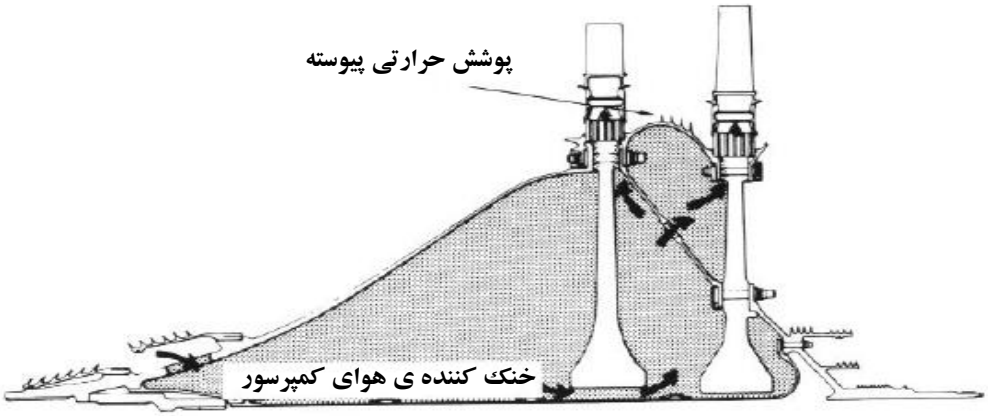
پره ها توسط هوای خروجی کمپرسور خنک می‌شوند ؛ این هوا در مجموعه ای از سوراخ های لبه ی برجسته و سوراخ های کنترل کننده ی جریان هوا[1] که درفاصله ی کمی از لبه ی برجسته‌ی هر طرف ، تعبیه شده‌اند جریان دارد. هوایی که از این سوراخ ها جریان دارد روی امتداد پره ها ، پرده ی نازکی از هوای خنک‌کننده تشکیل می دهد. پره از داخل به دو سوراخ ، تقسیم می شود. هوای خنک کننده ای که درون سوراخ پشتی جریان دارد از شیار های لبه ی عقبی خارج می گردد.

[1] Gill holes



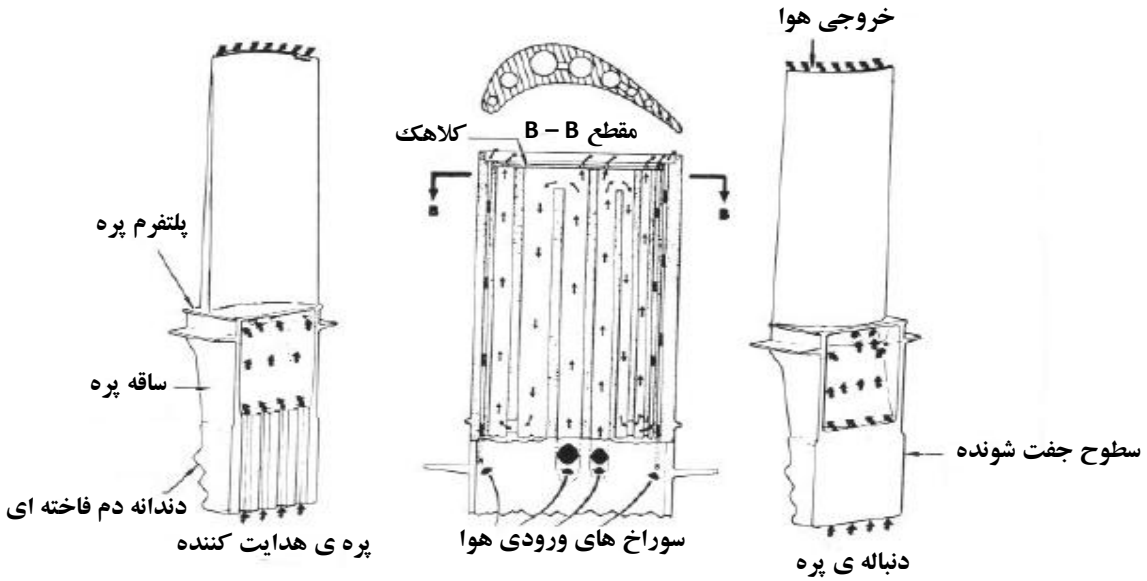
شکل ۷-۶ خنک‌کنندگی دهانه های توربین (دهانه مرحله ی اول توربین فشار بالا ، CF6 ژنرال الکتریک) دهانه مرحله ی اول توربین فشار بالا توسط هوای خنک و از طریق انتقال گرما ، اصابت و خنک کنندگی پرده ی نازک ، خنک می شود.

تدارک دیدن هوای خنک‌کننده برای پره های روتور ، بسیار سخت تر است (شکل ۸-۶). درمورد موتور CF6 ژنرال‌الکتریک ، هوای خنک‌کننده ابتدا در محور مخروطی جلویی توربین جریان پیدا می کند ، تا پیش از عبور بین دم فاخته ای های جفت شده و سپس رفتن به سمت پره ها در بیرون ، داخل روتور و هر دو صفحه را خنک کند (شکل ۹-۶).



شکل ۸-۶ تأمین هوای خنک‌کننده برای پره های روتور (روتور توربین فشار بالا ، CF6 ژنرال‌الکتریک)

یکی از مشکلات مربوط به خنک کنندگی بخش های دما بالای موتور ، ذرات ریز خاک موجود در گاز می باشد. اگر این ذرات ، گذرگاه هوای خنک‌کننده یا شیار خروجی را مسدود کنند ، افزایش دما ، بیش از حد موضعی ممکن است در عرض چند ثانیه منجر به درماندگی و ازکار افتادگی فاجعه انگیز توربین شود. در موتور CF6 ، هوای خنک‌کننده ی پره های روتور ، پیش از این‌که وارد محور چرخان با دما بالای توربین شود ، دو بار گردش ۱۸۰ درجه می گیرد ، سپس وارد جداکننده ی چرخشی می شود. این جداکننده ی چرخشی ، هوای خنک‌کننده را در مسیر چرخش می چرخاند و این‌گونه باعث می شود ذرات آلوده‌کننده تفکیک شده و به بیرون منتقل شوند. پس از آن ، هوای خنک‌کننده از تعدادی دریچه برای ذرات آلوده‌کننده عبور می‌کند. این دریچه ها با استفاده از نیروی گریز از مرکز هرگونه ذرات را قبل از این‌که به پره ها برسند ، جمع‌آوری و دفع می‌کنند.

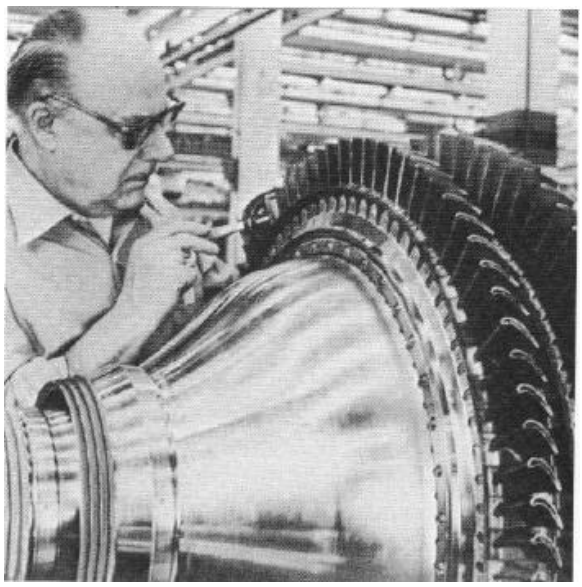


شکل ۹-۶ جزئیات خنک کنندگی پره ی توربین (مرحله ی دوم توربین فشار بالا ، CF6 ژنرال الکتریک)

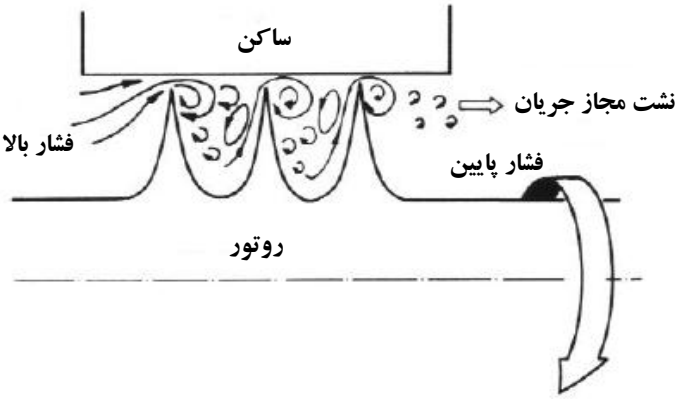
به‌کاربردن یک جریان گاز فشار بالا و جلوگیری از اتلاف در مسیر گاز ، نیازمند بهبود بخشی به درزگیر های مخصوص برای به حداقل رساندن نشت جریان بین بخش های گردنده و ثابت توربین می باشد. انبساط گرمایی اجزاء در واقع محکم کاری در امر درزگیری ، محسوب می‌شد.

راه‌حل این مشکلات درزگیرهای لابیرنت بود که دو جزء ساکن و چرخان تشکیل شده اند. جزء چرخان دارای تعدادی شیار می باشد ؛ که این شیار ها برامدگی‌هایی با لبه های تیز چاقو مانند ، دارند. جزء ثابت ، یک جنس اصطکاکی درخود جای می دهد ، که به برامدگی‌های چاقو مانند ، اجازه می دهد درون بخش ثابت

چفت شوند و بدین‌ترتیب درزگیری مورد نیاز ، انجام می شود. قاعده ی عملکرد این است که به جریان کنترل شده ای از هوای نشتی اجازه داده می شود توسط یک اختلاف فشار در طول درزگیر و بین سرهای انتهایی درزگیر عبور کند. این جریان در هر قله ی چاقو مانند ، مجبور به تفکیک می شود ، بدین‌ترتیب بخشی از فشار و انرژی جنبشی خود را از دست می دهد. جریان تفکیک شده پیش از ورود به حفره بعدی لابیرنت ، جایی که فرایند تفکیک و اختلال تکرار می شود ، موقتاً در یک شیار حبس می شود (شکل ۱۱-۶). با این روش اختلال اندازی عمدی در جریان نشت ، درزگیری مؤثر و کارامدی انجام می شود ، که هزینه ی آن مقدار اندکی جریان گاز می باشد. درزگیری لابیرنت به‌طور گسترده برای محافظت از یاتاقان های موتور درمقابل از دست دادن روغن روان‌کننده ، مورد استفاده قرار می گیرد.

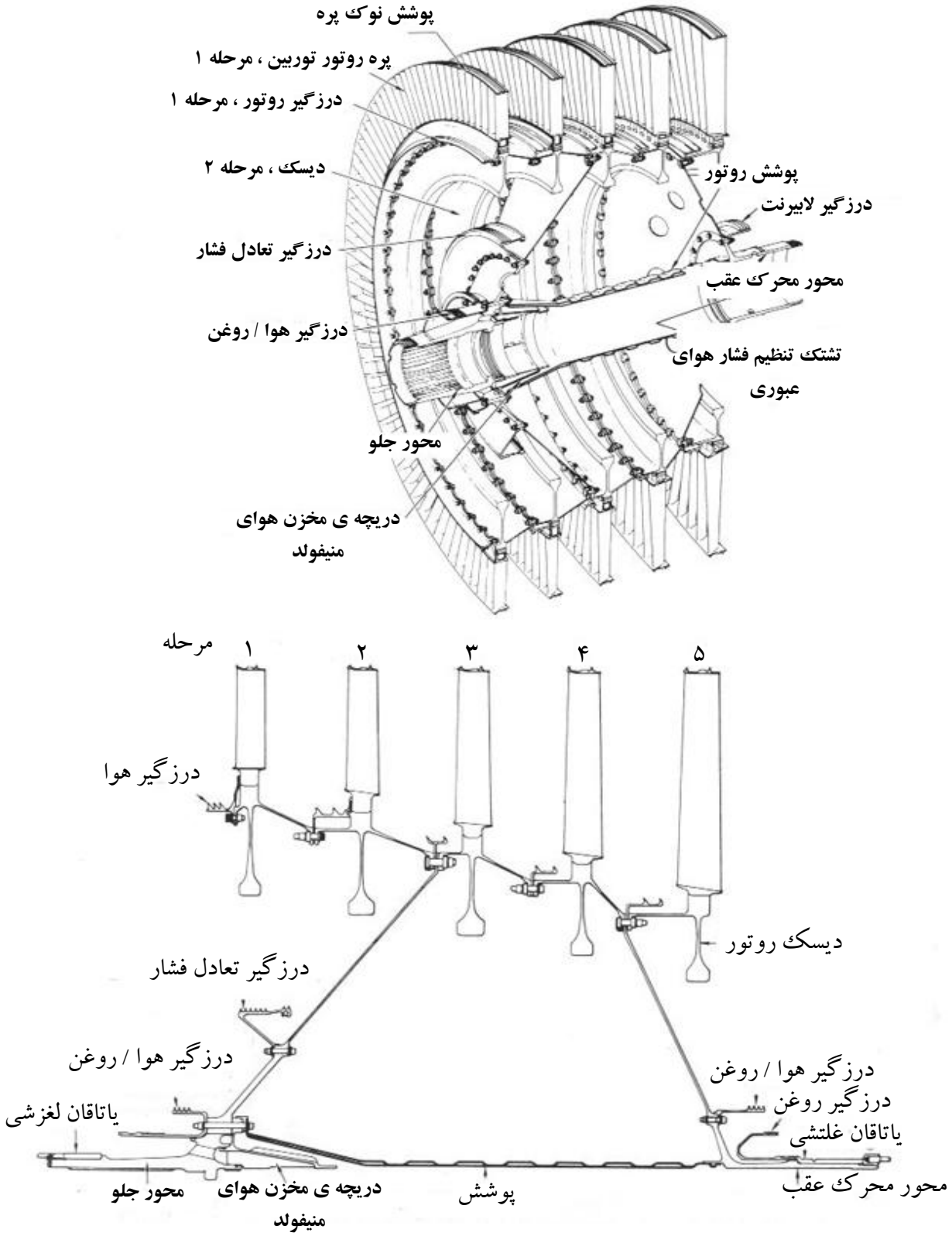


شکل ۱۰-۶ شیارهای متحرک ، حرکت بخش لابیرنت درزگیر را باعث می شوند (روتور توربین فشار بالا ، CF6 ژنرال الکتریک)

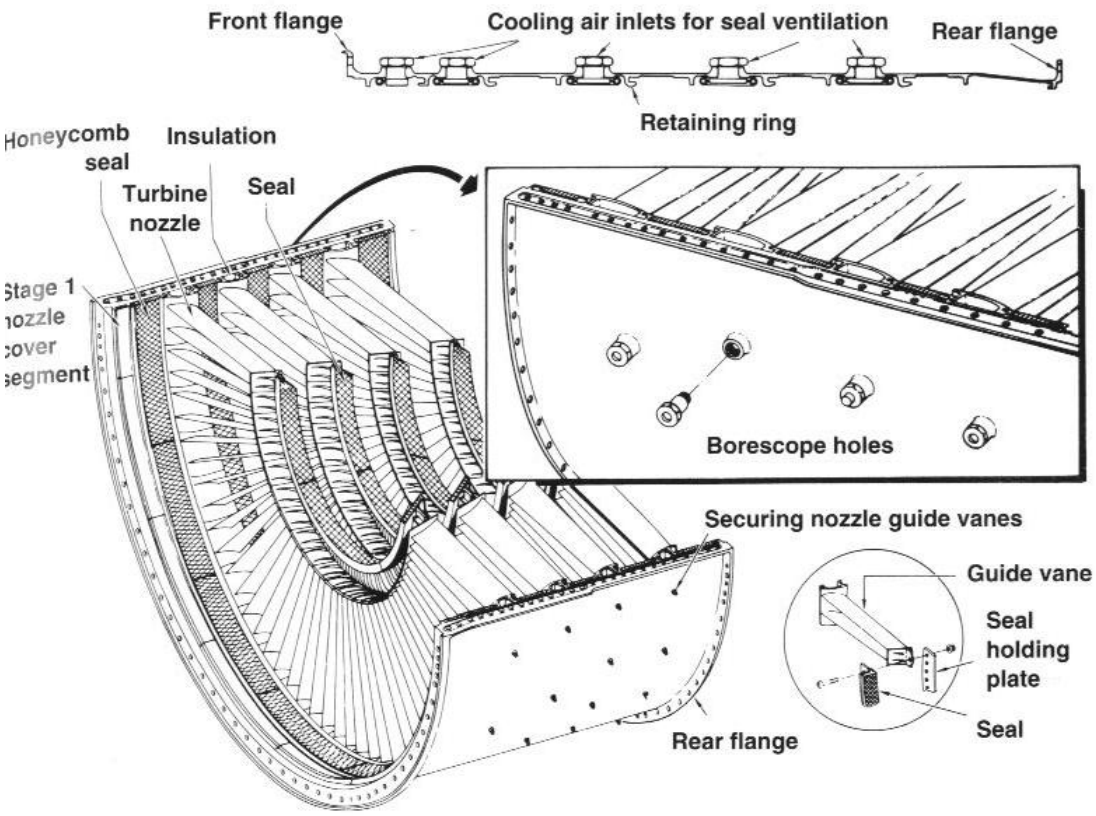


شکل ۱۱-۶ کارایی درزگیر لابیرنت

تکنولوژی درزگیری لابیرنت در نوک پره ی توربین های فشار پایین نیز مورد استفاده قرار می گیرد. نوک های پره های این توربین ها پوششی دارند ، که هنگامی که با پره می چرخد به طور مؤثر ، از نشت هوا جلوگیری می کند. جرم اضافه شده در نوک پره ضرورتاً سرعت چرخش پایین تری را باعث می شود. ازآن جایی‌که خنک کنندگی سخت خواهد بود ، به‌کار بردن این روش به توربین های فشار پایین با سرعت کم تر محدود می شود ؛ توربین هایی که دمای آن ها معتدل تر می باشد (شکل ۱۲-۶). لبه های تیغه در بالای روکش ها برآمدگی را شکل می دهند ، که به لایه های لانه زنبوری ، که با پوشش توربین جفت می شود اصطکاک پیدا می کند (شکل ۱۳-۶). قاعده ی فعالیت این شکل با قاعده ی درزگیری لابیرنت ، که برای به حداقل رساندن نشت طراحی شده ، یکسان است.



شکل ۱۲-۶ توربین فشار پایین برای به حرکت درآوردن فن و کمپرسور فشار پایین (CF6 ژنرال الکتریک)



Front flange	**لبه جلویی**
Cooling air inlets for seal ventilation	**ورودی های هوای خنک‌کننده برای تهویه ی هوای درزگیر**
Rear flange	**لبه عقبی**
Retaining ring	**حلقه ی نگه‌دارنده**
Seal	**درزگیر**
Insulation	**عایق**
Turbine nozzle	**دهانه توربین**
Honeycomb seal	**درزگیر لانه زنبوری**
Stage 1 nozzle cover segment	**قطعه ی پوشش دهانه مرحله ی اول**
Borescope holes	**سوراخ های بورسکوپ**
Securing nozzle guide vanes	**نگه‌داشتن پره های هدایت گر دهانه**
Guide vanes	**پره های هدایت گر**
Seal holding plate	**صفحه‌ی نگهدارنده‌ی درزگیر**

شکل ۱۳-۶ بخش ثابت و پوشش توربین فشارپایین (CF6 ژنرال‌الکتریک)

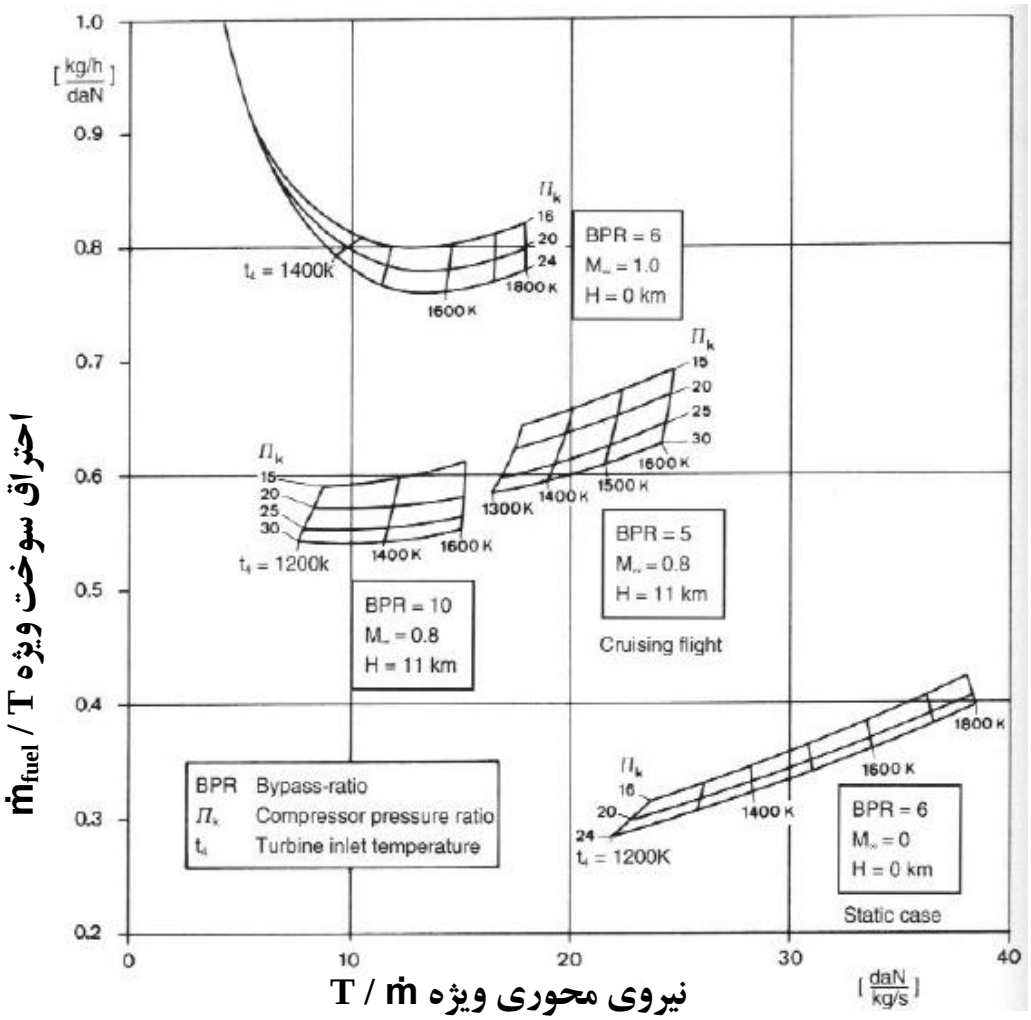
۶.۳ فعالیت دمای بالا

ضروریات اصلی یک موتور جت فشار بالا در وزن سبک (نسبت فشار- به - وزن بالا) و مصرف سوخت پایین می باشد. این تنها با افزایش دما های ورودی توربین میسر می باشد. در طول سال های اخیر افزایش دما با نرخ ۱۰ تا ۱۵ درجه در هر سال ، ارتقاء یافته است ؛ این دما از $800^{o}C$ در سال ۱۹۴۷ به بالاتر از $1300^{o}C$ در موتور های امروزی ارتقا داده شده است.

این پیشرفت نتیجه ی بهبود بخشیدن به عناصری به‌کار رفته در توربین بود ، اما از هر چیز دیگر روش های خنک‌کنندگی پیشرفته مهم تر بود. برای تصور تأثیر دمای ورودی توربین بر کارایی موتور ، معمولاً مصرف سوخت ویژه به عنوان کارایی نیروی محوری ویژه ، داده می شود (شکل ۱۴-۶). نمودار های نشان داده شده از تحلیل نظری چرخه ، استنتاج می‌شوند ، پیام عمومی آن ها این است که با افزایش دمای ورودی توربین ، به ازای واحد دبی جرمی جریان ، نیروی محوری بیش تری ، تولید خواهد کرد. بنابراین موقع طراحی یک موتور جت ، دمای بالا در ورودی توربین برای یک موتور سبک وزن ضروری است ؛ موتوری که در عین سبکی سطح مقطع کمی داشته باشد تا نیروی پسا آیرودینامیکی پایین گهواره موتور را ممکن سازد. منحنی ها این را نیز نشان می‌دهند ، که مصرف سوخت با بالا رفتن دمای ورودی توربین ، بالا می رود. این تأثیر مخصوصاً در موتور هایی با پایین ، قابل ملاحظه است ، اما نه آن قدر که در موتورهای نسبت کنار گذاری بالا در هواپیما های مسافربری امروزی یافت می شود. به دلیل این ویژگی ، زمانی توصیه می‌شد که هواپیما های مجهز به موتور های نسبت کنار گذاری پایین (مثلاً جنگنده ها)، فعالیت در دمای بالا را تنها به بازه های زمانی کوتاهی در پرواز شان، ازقبیل زمان برخاست ، محدود کنند.

دما تأثیرات متفاوتی بر اجزاء توربین دارد. پره های توربین فشار بالا ، که ممکن است نهایتاً به دلیل فرسودگی گرمایی ، ترکیب با اکسیژن و خوردگی از کار بیافتند ، باید سنگین ترین بار های گرمایی را تحمل کنند.

خستگی حرارتی عبارتی است که به فرایند ی داده شده که در آن پره ممکن است ، شکسته شود ؛ این فرایند معلول تغییرات چرخه ای در دمای فعالیت می باشد. در هر آغاز به کار کردن موتور دما ناگهان افزایش می‌یابد ، که باعث می شود بین قسمت های بیرونی و درونی یک پره به سرعت افت دما صورت بگیرد. درنتیجه بعد از بازه ای از زمان ، از لبه ی ابتدایی پره تا لبه ی انتهایی آن ممکن است شکاف های بسیار ریزی ایجاد شود ؛ که بخش های صدمه دیده را در معرض اکسید شدن فلز ، قرار می‌دهد. در مواردی که فشار گرمایی بسیار بالا باشد ، ممکن است یک پره دچار تغییر شکل همیشگی شود.



شکل ۱۴-۶ راندمان فن - تأثیر دمای ورودی توربین t_4 ، نسبت فشار کمپرسور Π_c ، نسبت کنار گذاری BPR.

یک راه‌حل برای این وضعیت می تواند ارتقای عناصری جدید باشد ؛ عناصری که قابلیت بهتری در تحمل دما های بالا داشته باشند. اما امید بخش تر ، روش های خنک‌کنندگی پیشرفته است ، حتی موقع حفظ جنس پره ها. باید به خاطر داشت که هدف خنک‌کنندگی این است که دمای جنس در درون محدوده ی فعالیت نگه داشته شود ، حتی موقعی‌که دمای گاز افزایش می یابد.

خوب است نگاهی اجمالی به عناصر موتور جت و ویژگی های آن ها بیندازیم. پره های روتور توربین ، به دلیل بار های گرمایی و مکانیکی بالایی که دارند ، باید قدرت خمشی بالایی از خود نشان دهند. خمیدگی (وارفتگی) گرایش یک جنس است به تغییر شکل دائم ، موقعی که درمعرض فشار گرمایی و مکانیکی بسیار بالایی قرار می گیرد ، و سرانجام به ازکار افتادگی فاجعه انگیز ختم می شود. ویژگی های فلز توسط آزمایش مشخص می شود ، با نمونه ی استاندارد آزمایش که درمعرض بار های مشخصی از فشار فیزیکی و دمایی قرار می گیرد. هدف چنین آزمایشی مشخص کردن (بیش ترین) ترکیب باری می باشد که می توان به آن جنس وارد نمود ؛ بدون این که خمیدگی قابل اندازه‌گیری در آن ایجاد شود.

انتخاب جنس درست کار آسانی نیست. ویژگی های فلز باید نیاز های فنی را براورده کند ، اما هزینه ی تولید ، نیز مهم است. به طور ایده آل ، یک پره ی روتور باید قادر باشد بیش ترین بارهای فیزیکی مجاز را بدون درماندگی نا به هنگام از خستگی حرارتی یا اکسید شدن ، تحمل کند. بنابر این آلیاژ ها باید اساساً برحسب تنش مکانیکی طراحی شوند. یکی از آلیاژ های معمولی پره ی روتور NIMONIC 115 است که Henry Wiggin ، تولید کننده ی بریتانیایی، از ترکیب ذیل ساخته است: نیکل (Ni، ۵۷.۳٪)، کوبالت (Co ، ۱۵٪) ، کروم (Cr ، ۱۵٪)، آلومینیوم (Al ، ۵٪)، تیتانیوم (Ti ، ۴٪) ، مولیبدنوم (Mo، ۳.۵٪) ، کربن (C ، ۱۶٪)، زرگون (Zr ، ۰.۰۴٪)، بور (B ، ۰.۰۱۴٪). در ایالات متحده آلیاژ هایی که در توربین ها مورد استفاده قرار می گیرند نام های کارخانه هایی از قبیل یودیمت ۷۰۰ (Udimet 700) ، بی ۱۹۰۰ (B1900) ، اینکونل ۷۱۳ (Inconel 713) ، واسپالوی (Waspalloy) و رن ۸۰ (Rene 80) را با خود یدک می‌کشند.

اصولاً ، فلز هایی که برای پره های روتور توربین مورد استفاده قرار می گیرند آلیاژ های پایه – نیکل هستند ، که زمان های فعالیت ۵۰،۰۰۰ ساعت را ممکن می سازند.

پره ها معمولاً توسط ریخته گری یا آهنگری ، تولید می شوند. آلیاژ های فلزیی که قادرند دما های بسیار بالا را تحمل کنند ، معمولاً مقاومت بالایی در مقابل چکش خوردن از خود نشان می‌دهند. بنابر این، توربین ها عمدتاً با ریخته گری ساخته می‌شوند. یک روش که به‌طور گسترده مورد استفاده قرار می گیرد ، ریخته گری خلاء می باشد که در آن حتی کوچک ترین مقدار جرم گاز در پره وجود ندارد. در غیراین صورت این عیب و نقص باعث می شود جنس ترد و شکننده شود و هرآن امکان ترک برداشتن آن وجود داشته باشد. به دلیل این که ، پره ها انعطاف ناپذیر باید باشند ، در ریخته گری آن باید بسیار دقت کرد.

پره ی ساده ، مانند قالب ، ویژگی های فلزی که درآخر مورد نیاز است ، را ندارد. قدرت ضروری تنها بعد از اعمال گرما تأمین می شود ؛ طوری‌که پره ها برای مدت چند ساعت در دمایی بالغ بر ^{o}C ۱۰۰۰ نگهداری می شوند. درطول این بازه ی زمانی ، ماتریس مولکولی فلز به صورت شکلی باز سازی می شود که ویژگی های مطلوب را دارا می شود. به منظور جلوگیری از اکسید شدن فلز درطول اعمال گرما ، این فرایند در یک فضای بدون – گاز انجام می گردد.

یکی از محدودیت های آلیاژ های پایه – نیکل این است که ، آن ها عموماً مستعد اکسید شدن می باشند. در این زمینه ، آلیاژ های با محتوای کبالت بالا محبوب تر می باشند ، اما قدرت قابل انبساط آن ها پایین تر است.

یک روش قدرتمند برای مبارزه با اکسید شدن جنس ، استفاده از روکش محافظ است ؛ روکشی که از اسپری کردن پره با ترکیبی از آلومینیوم یا کروم ، ساییده و سپس گرما دادن آن تا دمایی برابر با ^{o}C ۹۰۰ حاصل

می شود. روی سطح پره یک لایه از آلیاژ نیکل / آلومینیوم ، شکل می گیرد که ضخامتی تنها معادل چند هزارم میلیمتر دارد ؛ ضخامتی که برای محافظت از پره در برابر اکسید شدن و خوردگی کافی است.

از طرفی دیگر ، این گونه روکش ها بسیار ترد و شکننده می باشند و ممکن است موقعی که ذرات جامد موجود در جریان گاز به آن ها اصابت کنند ، دچار ترک و شکاف شوند. مشکل دیگر این است که روکش محافظ ممکن است در دماهای فعالیت بالا تر از ^{o}C ۱۰۵۰ عمیق تر درون پره پخش شوند ، و این‌گونه باعث شوند اثر محافظتی کاهش یابد. در طول تعمیر موتور ، معمولاً روکش پره ها تعویض می شوند.

هدف گرایش ها و تمایلات امروزی ، جایگزین کردن سیلیکون-کاربید[۱] به جای عناصری فلزی می باشد که می تواند به دما های ورودی توربین اجازه بدهد تا ^{o}C ۱۶۵۰ بالا برود. مزایای دیگر این جایگزینی ، وزن سبک تر ، و هزینه‌ی پایین‌تر ، می باشد.

[۱] silicon-carbides

فصل هفتم

دهانه ی خروجی

در مدت انبساط گاز در یک توربین ، انرژی موجود در گاز استخراج ، و تبدیل به انرژی مکانیکی در قالب توان محور ، می شود. میزان انرژی جذب شده توسط توربین ، تنها به مقدار مورد نیاز برای راه اندازی کمپرسور و لوازم دیگر ، مانند پمپ سوخت ، پمپ روغن ، ژنراتور الکتریکی ، می باشد. در موتور هایی که برای پیشرانه ی جت به کار می روند ، یک نسبت زیاد از انرژی گاز برای تبدیل به نیروی محوری موتور موجود می باشد. در یک موتور توربوشفت ، بیشینه میزان انرژی گاز منبسط شده ، توسط توربین ، در حقیقت در یک موتور توربوپراپ نزدیک ۹۰ درصد برای راه اندازی پروانه و لوازم جانبی به کار می رود ، و ۱۰ درصد باقی مانده برای تبدیل به نیروی محوری.

وظیفه ی دهانه ی خروجی ، تبدیل انرژی پتانسیل گاز به انرژی جنبشی (به این معنا که سرعت گاز) لازم برای تولید نیروی محوری است. این به تنهایی توسط شکل هندسی دهانه ، که به طور اساسی یک مجرا با سطح مقطع متنوع ، انجام می گیرد.

تمام دهانه ها مانند یکدیگر ، کار نمی کنند. بسته به نوع هواپیما ، و طراحی سرعت پرواز ، دهانه های به کار رفته ، گوناگون می باشند. به ویژه ، تفاوت میان ساخت دهانه های همگرا ، و همگرا- واگرا ، تشخیص داده می شود.

۷.۱ دهانه ی همگرا

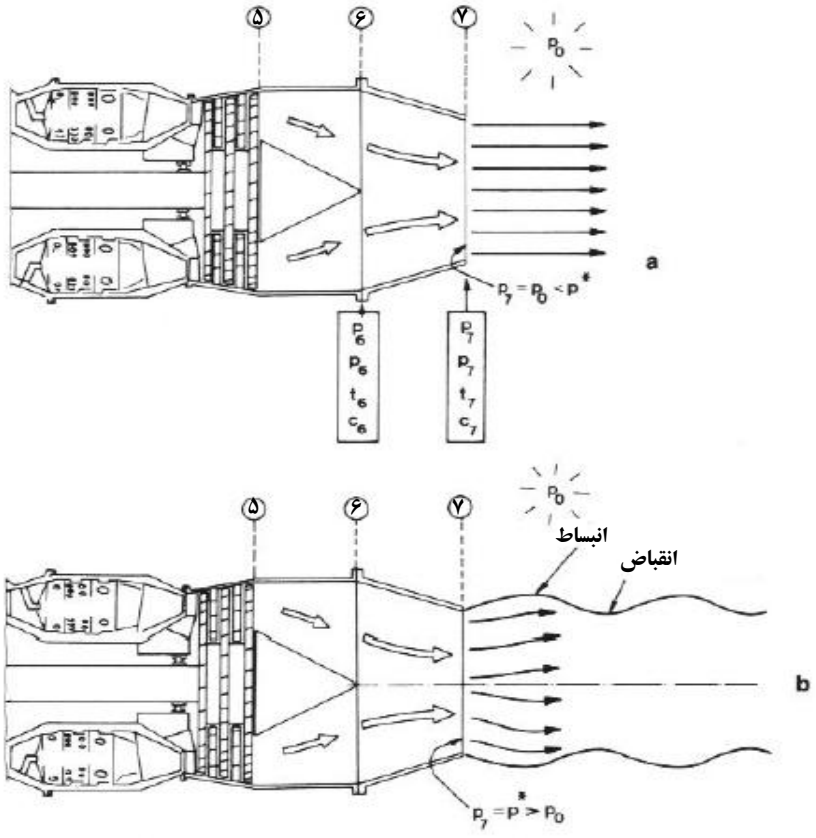
می توان توسط حساب دیفرانسیل و انتگرال ساده نشان داد که ، سطح مقطع یک مجرا ، باید در راستای مسیر جریان ، اگر جریان سیال ساب سونیک در حال افزایش سرعت باشد ، کاهش می یابد (به کتاب های آموزشی فیزیک مراجعه کنید). اگر مجرا در سطح مقطع کوچک تر ، به پایان برسد ، نتیجه ، یک دهانه ی همگرا است.

برای توضیح خصوصیات یک دهانه ی همگرا ، به ما اجازه دهید فرض کنیم ، که یک جریان گاز داغ خروجی از توربین ، وارد دهانه در یک فشار مطلق ثابت p_{t7} می شود. (توجه داشته باشید که فشار مطلق شامل فشار استاتیکی p به علاوه ی فشار دینامیکی می باشد $q = {}^{1}/_{2}\,\rho V^2$). به دلیل این که ، فشار محیطی p_0 کم تر از فشار استاتیکی p_7 در ورودی دهانه می باشد ، جریان در خروج سرعت V_7 شتاب می گیرد (شکل ۱a-۷). دوباره فرض می کنیم که فشار استاتیکی در خروجی دهانه p_7 کاملاً برابر است با فشار محیط ($p_7 = p_0$) ، برای این که گاز به صورت کامل منبسط می شود.

فشار محیط ، ثابت نیست ، و با ارتفاع گرفتن ، کاهش می یابد. اگر هواپیما در ارتفاع بالا پرواز کند ، فشار محیط کم تر ، سبب افزایش خروجی سرعت V_7 ، می شود. با این وجود ، این فرایند نمی تواند به طور

نامحدود ادامه داشته باشد. یک محدودیت در سرعت سونیک وجود دارد. فشار استاتیکی ، در خروجی دهانه می باشد ، که به آن بحرانی می گویند. اگر فشار محیط ، پیوسته کاهش یابد (به دلیل پرواز هواپیما در ارتفاع بالاتر) ، سپس شرایط در خروجی دهانه بدون تغییر ، باقی خواهد ماند. زمانی که دبی جرمی جریان دهانه به بیشینه ی حد خود برسد ، آن موقع می گویند دهانه خفه شده است (مسدود شده است) به این معنا که دبی جرمی نمی تواند ، بیش از این افزایش یابد.

زمانی که خروجی یک جت از دهانه ، در یک فشار استاتیکی بالاتر نسبت به فشار محیط باشد ، انبساط آن ناقص یا زیر – منبسط[1] می باشد. در نتیجه ، فشار به سرعت به دلیل انبساط جت در راستای شعاعی (نامطلوب) ، همراه با اینرسی ذره که به دلیل فشار در میانه ی جت برای کاهش افت فشار محیط ، همسان می شود. سپس تحت فشار ، همگرایی محرک جت ، مانند یک ناحیه بر روی انبساط ، توسط یک ناحیه ی زیر – منبسط نتیجه بخش می شود (شکل ۱b-۷). در این مورد ، راندمان جت با کاهش نیروی محوری همراه می شود.

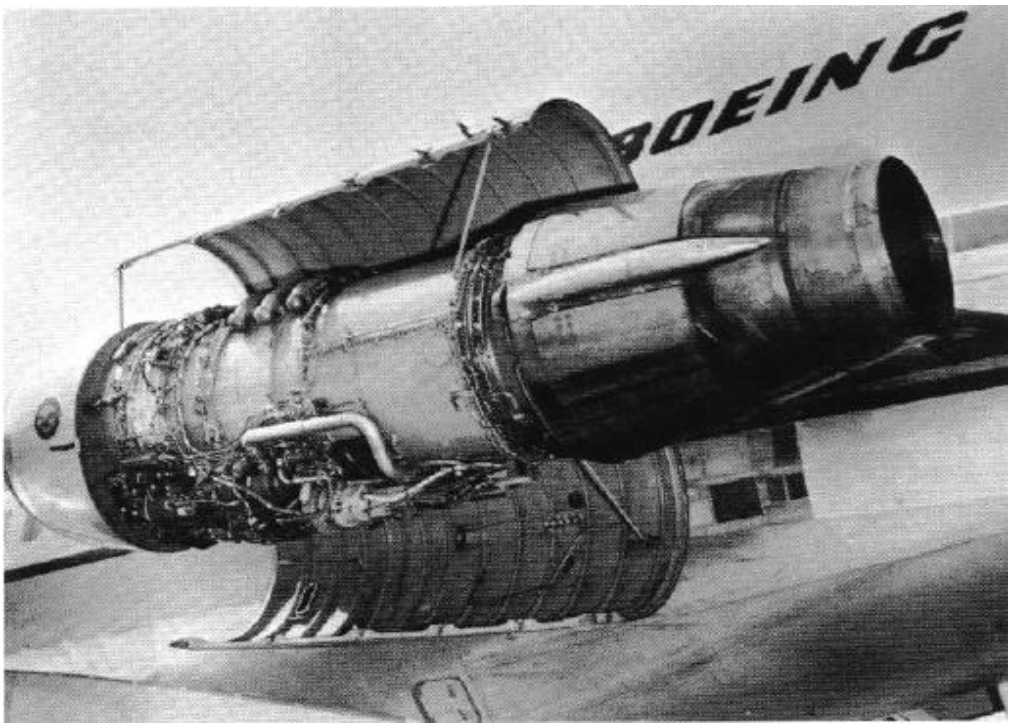


شکل ۱-۷ جریان در دهانه ی همگرا

a) عملیات زیر بحرانی
b) عملیات فرا بحرانی

[1] Under – expanded

یک دهانه ی همگرا برای هواپیمایی با بال ثابت برای پرواز هواپیمایی در سرعت های ساب سونیک (یا کم تر از سوپرسونیک) استفاده می شود. بیش ترین عملکرد متناوب ، در وسایل ترابری نظامی و تجاری ساب سونیک بالا ، می باشد.

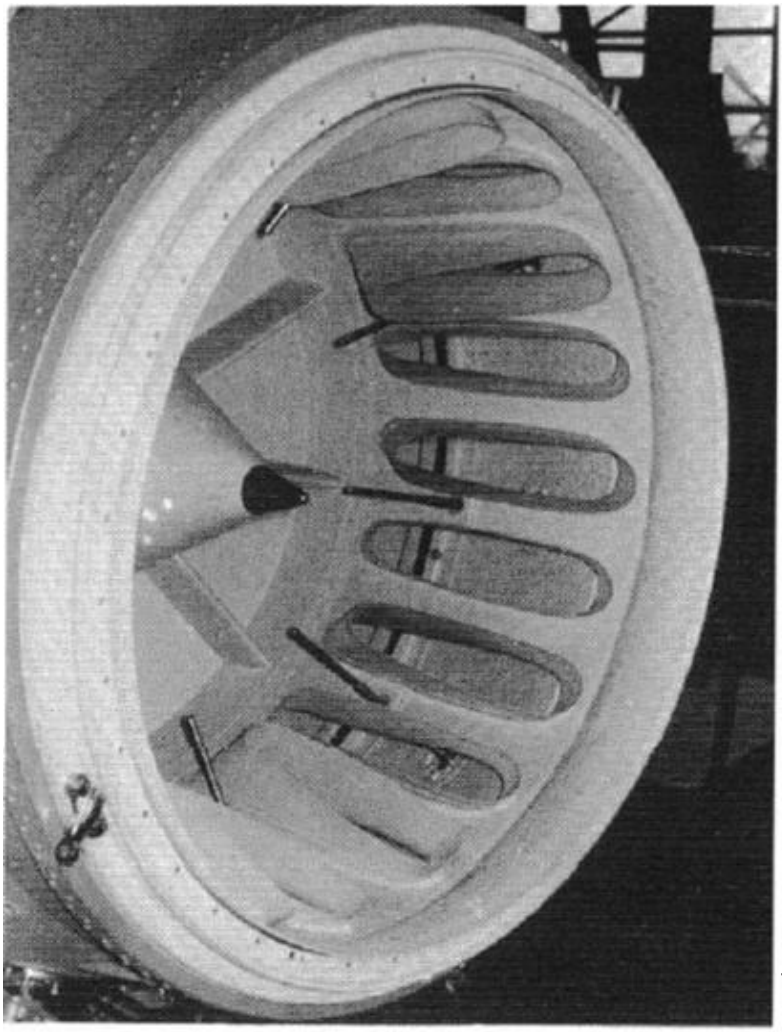


شکل ۲-۷ دهانه ی رایج جریان فن و هسته ی موتور (Pratt & Whitney JT8D که قدرت هواپیمای بوئینگ ۷۲۷ را فراهم می کند)

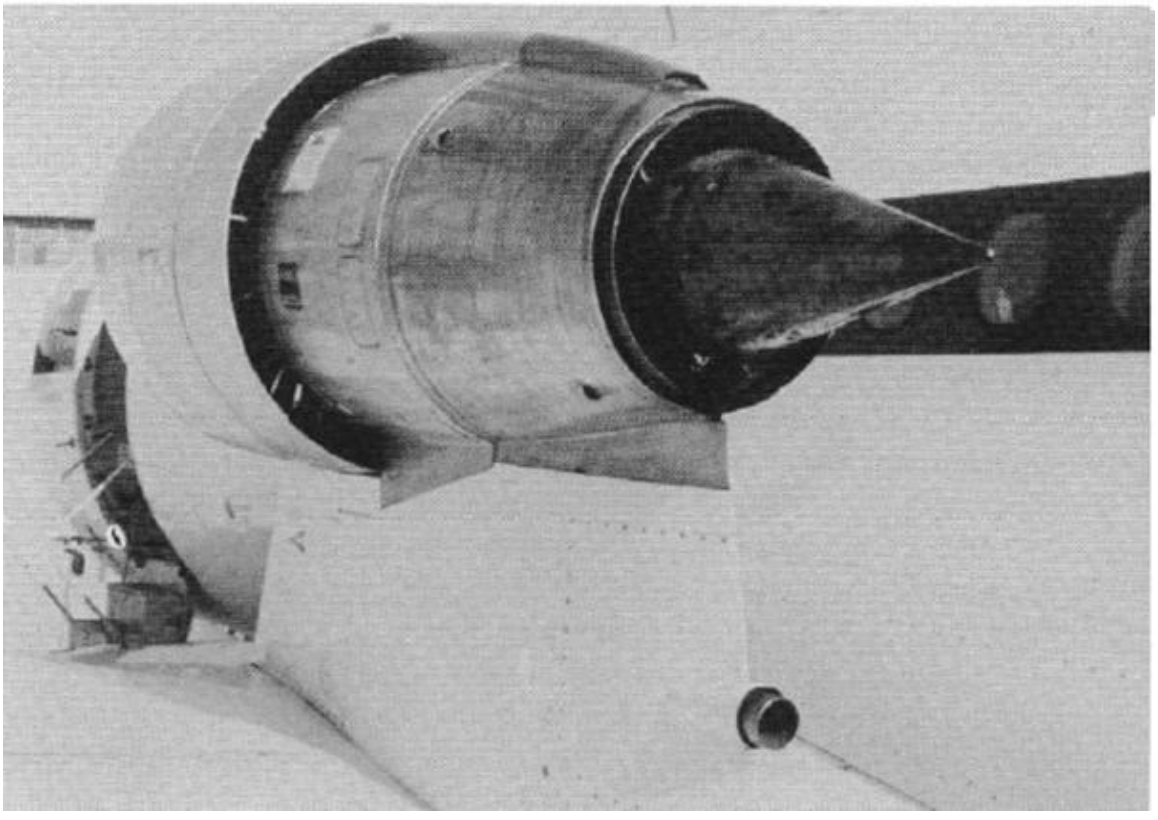
به دلیل این که در این هواپیما به طور استثناء از موتور های توربوفن استفاده شده است ، انتخاب مخلوط جریان گاز داغ و سرد ، به طراحی دهانه ی همگرا ، بستگی دارد. در زمانی که نسبت کنارگذاری موتور ها پایین بوده است (نزدیک بالای ۱.۵ نمونه فرعی برای تکنولوژی موتور دهه ی شصت) گاز در یک نازل رایج منبسط می شده است. برای نمونه مدل موتور Pratt & Whitney JT8D که در مقیاس بزرگ ساخته شده بود ، قدرت بوئینگ ۷۲۷ و جت های اولیه ی ۷۳۷ را تأمین می کرد.

به جای این که هدایت کند هر دو جریان گاز هم مرکز را ، رولزرویس یک دهانه به همراه یک مخلوط داخلی طراحی کرد ، که نیرو های جریان سرد کنار گذری از میان تعدادی از سوراخ های بیضی شکل عبور کرده ، و باعث مخلوط شدن هر دو جریان شود.

موتور هایی با نسبت کنارگذاری بالا ، بار ها با دهانه های خروجی جدا کننده ، برای خنک سازی جریان فن و جریان هسته ی داغ ، نمایان شده است {ترکیب شده است}.



شکل ۳-۷ مخلوط جریان فن همراه با جریان هسته ی موتور (Rolls – Royce Spey)



شکل ۴-۷ دهانه های جدا کننده برای جریان فن و جریان هسته ی موتور (Rlls – Royce / Snecma M45H , هواپیمای VFW614)

طراحی دهانه در اوایل دهه ی شصت گسترش یافت ، اما قاعده ی کلی آن ها در بیش تر موتور های مدرن امروز کاربرد دارند. طراحی دهانه ، با وزن دهانه ، نیروی پسا آیرودینامیک گهواره (موتور) ، راندمان دهانه ، و سر و صدا ، شروع می شود. برآمدگی مخروط پشتی از فرض کردن بعضی طراحان در انبساط خارجی (در غیر این صورت زیر – انبساط) اجازه داده شده به جت برای تولید نیرو های اضافه ی نیروی محوری بر روی مخروط می باشد.

۷.۲ دهانه ی همگرا / واگرا

دهانه های همگرا در ابتدا برای سرعت های پرواز ساب سونیک به کار می رفتند ، اما همچنین در سرعت های عدد ماخ پایین نیز ، به کار گرفته شده اند ، عدد ماخ بالای ۱.۵. برای سرعت های خروجی بالا تر به یک شکل دهانه ی متفاوتی نیاز می باشد. خصوصیات هندسه ای دهانه در بخش جلو ، کاهش مساحت سطح مقطع است (بسیار شبیه یک دهانه ی همگرا) ، که در ادامه ی آن یک سطح مقطع افزاینده در بخش عقب آن است (مقطع واگرا). بعضی از دهانه ها که در موتور های بخار در قرن اخیر به کار گرفته شده است ، نام مخترع سوئدی خود را با خود به یدک می کشد ، لوال[۱] (شکل ۵-۷).

در بخش همگرایی آن (جلو) ، جریان در مدل لوال ، همانند گذشته که توصیف کردیم ، رفتار می کند ، به این معنا که شتاب پیوسته در مجرا ، افزایش می یابد تا به سرعت سونیک برسد ، که در گلوگاه دهانه ، به این سرعت می رسد (جایی که سطح مقطع به کوچک ترین حد خود می رسد). در مقطع واگرا ، فشار اجازه می دهد تا در حد میزان بحرانی خود ، به همراه سرعت پیوسته ی سیال برای شتاب گیری تا مقدار سوپرسونیک ، کاهش یابد.

پارامتر های قطعی ، نسبت مساحت ، مساحت خروجی دهانه A به مساحت گلوگاه دهانه A^* ، می باشد. انتخاب ویژه ی نسبت مساحت اجازه به هر نسبت فشار را برای انجام کار ، می دهد (شکل ۶-۷).

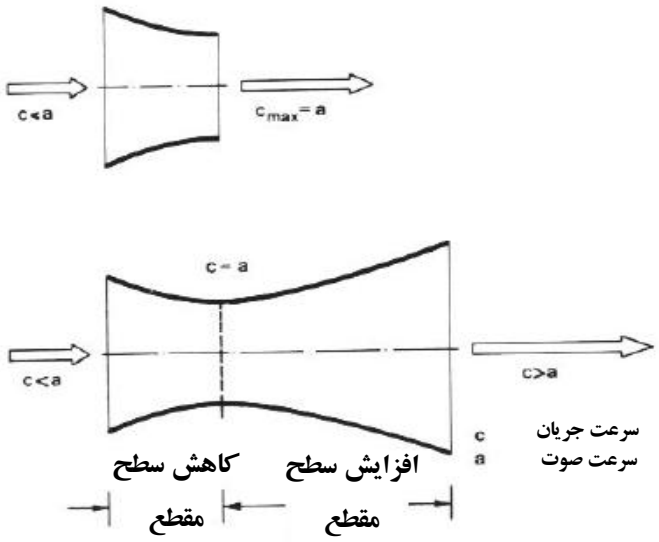
در عمل ، یک هندسه ی کامل دهانه ی سوپرسونیک به صورت نامناسب برای هواپیما عمل می کند ، زیرا مساحت خروجی نمی تواند با شرایط گوناگون فشار محیط و تنظیمات قدرت موتور ، همتا شود.

به علاوه ، بعضی دهانه ها طویل و سنگین می باشند. برای این علت ، موتور هایی مورد استفاده قرار می گیرند که دارای تقویت کننده نیروی محوری ، و دارای هندسه ی دهانه ی متغیر در بعضی اوقات همراه با ساختار پیچیده اما با طول کوتاه ، باشند.

---

[۱] Laval

با وجود تعداد زیاد مدل ها ، تنها دو مدل اصلی دهانه ی هندسه ی متغیر می باشد که بیش تر در همه جا کاربرد دارد ، دهانه ی فشنگی[۱] و دهانه ی آیریس[۲] می باشد.



شکل ۵-۷ مقایسه ی دهانه ی همگرا برای جت ساب سونیک با دهانه ی همگرا / واگرای (لوال) برای جت سوپرسونیک

دهانه ی فشنگی

در طراحی دهانه ی فشنگی ، یک دهانه ی ابتدایی همگرا که هم مرکز با داخل یک مجرا می باشد ، نمایان شده است (شکل ۷-۷). جریان خروجی داغ در خروجی دهانه از سرعت سونیک دست یافته ی موتور ($M_1 = 1$) است ، سرعت ماخ بیش تر نیز ، با یک دهانه ی همگرا ، امکان پذیر می باشد. به دلیل فشار بالای آن ، جت به سرعت پس از خروج از دهانه ی ابتدایی برای عدد ماخ سوپرسونیک ($M_1 > 1$) منبسط خواهد شد. گرداننده توسط مکنده از جریان گاز ابتدایی ، یک جریان ثانویه تحریک می شود ، وظیفه ی اصلی که برای آرام کردن جت ابتدایی و به موجب آن اجازه به شتابگیری سرعت سوپرسونیک است ، به صورت پیوسته ، داده می شود. بدون جریان ثانویه ، جت اولیه به سرعت ، به فشار محیط ، توسط انفجار ، منبسط خواهد شد. در این مورد تلفات ممکن است افزایش و کاهش نیروی محوری را در برگیرد. جریان ثانویه ، در صورتی که جت اولیه تضعیف شود ، به خودی خود در خروجی دهانه شتاب می گیرد ، تا به سرعت سونیک برسد ($M_{11} = 1$).

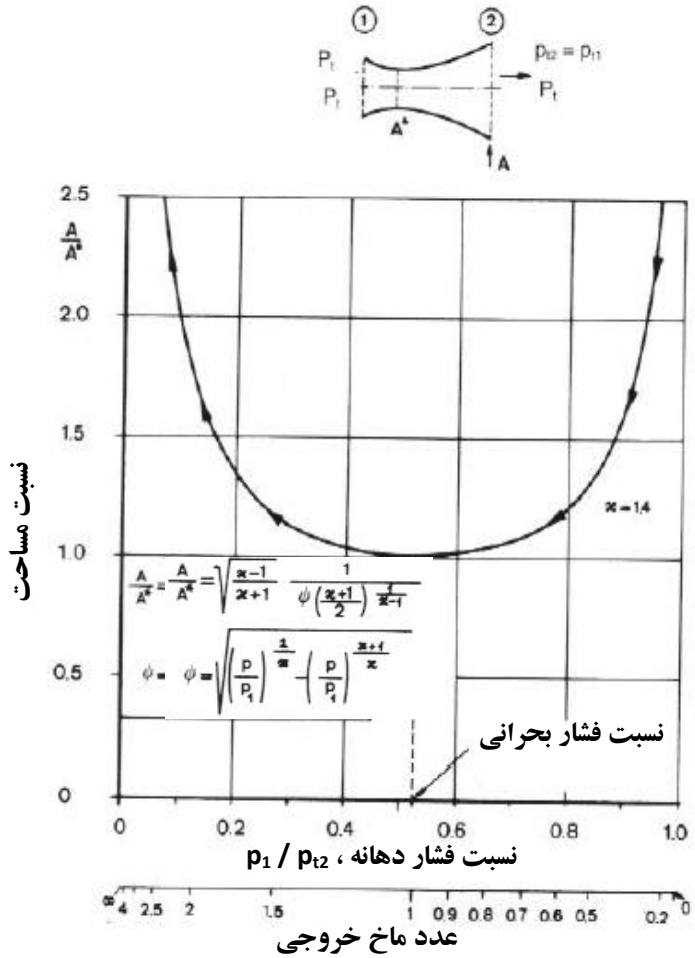
مقطع واگرا دهانه ی فشنگی ، عملاً توسط جریان گازی که در یک زمان ، از محفظه ی بیرونی دهانه محافظت می کند ، شکل می گیرد ، سپس به طور مؤثر ، گاز داغ از تماس با بدنه ی دهانه جلوگیری می کند.

---

[۱] Ejector

[۲] Iris

دهانه ی فشنگی در تعداد مختلفی موجود می باشد. در ساده ترین مدل ، یک فشنگی ثابت پیوسته با سطح مقطع کمی واگرا ، که دارای یک نازل اولیه با هندسه ی متغیر می باشد ، است. مانند یک دهانه که به مجرای تقویت کننده ی موتور Generak Electric J85 نصب شده است (شکل ۸-۷).



شکل ۶-۷ دهانه ی جریان گاز ایده آل

تغییرات سطح مقطع خروجی توسط برگرداندن دهانه به صورت محوری همراه با سیستم محرک هیدرولیکی انجام می گیرد. رولر های دهانه ی فشنگی در شیار های بخش های اولیه ی نازل حرکت می کنند. زمانی که هندسه ی ثابت دهانه کاملاً منقبض می شود ، سطح مقطع خروجی دهانه ی اولیه حداقل می شود. به طور معکوس ، زمانی که دهانه ی هندسه ثابت ، به طور کامل منبسط می شود ، مساحت خروجی دهانه ی اولیه به حداکثر می رسد.

مزایای این طراحی وزن سبک ساختار ، و عملکردی بدون خطا می باشد. خصوصیات عملی این دهانه در اصل دهانه ی همگرای آن ها همراه با محدود کننده ی کارایی سوپرسونیک و نیروی پسا آیرودینامیکی قابل

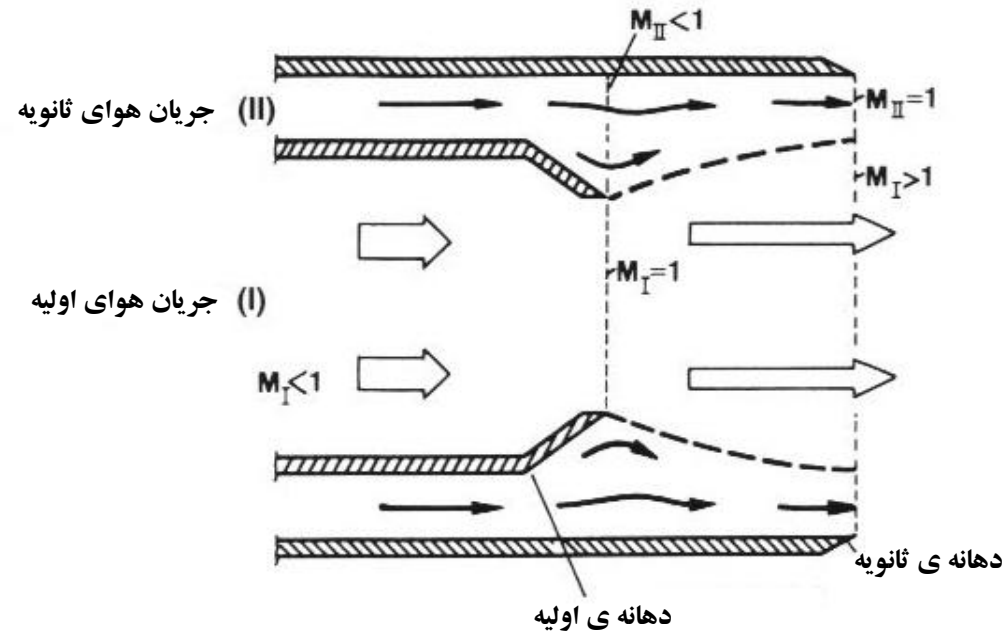
قبول در سرعت ساب سونیک می باشد. به دلیل این که دهانه دارای کارایی بالا نمی باشد ، عملکرد آن برای هواپیمای جنگی نسبتاً ساده ، محدود می باشد.

کارامدی بیش تر دهانه ، اگر چه بیش تر ساختار پیچیده تر می باشد ، دهانه ی فشنگی بال متغیر ، است (شکل ۸-۷). مقطع همگرایی دهانه شامل تعدادی بخش های همپوشی می باشد ، در صورتی که مقطع واگرایی توسط یک جریان ثانویه که از اطراف هسته ی موتور خارج می شود و از میان دهانه ی هندسه متغیر عبور می کند شکل می گیرد. همان طور که در هر دو بخش دهانه طراحی هندسه متغیر ، نسبت مساحت به صورت ایده آل ممکن است برای شرایط پرواز های مختلف تنظیم شده باشد ، اگر چه در هزینه ی ساختار سنگین تر و پیچیده تر ، بیش تر ، می شود. اشکال بزرگ ، میزان هوای ثانویه ی مورد نیاز می باشد ، که در نیروی پسا آیرودینامیکی بالا ، نتیجه می دهد.

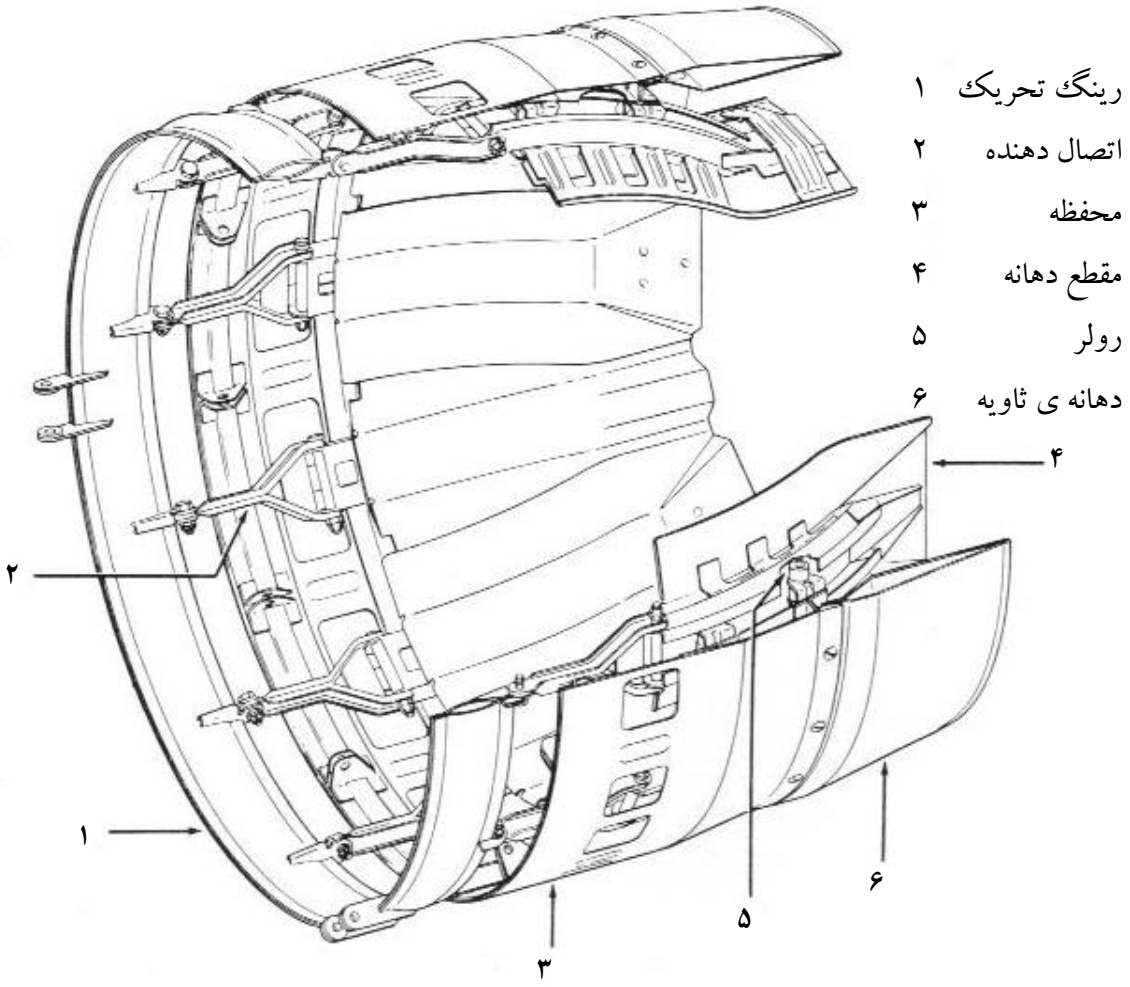
حتی بیش تر در سطح بالا درب مجرای ورودی[1] دهانه ی فشنگی که برای مکش هوای سومین در طرف خارج ، نزدیک دماغه ی هواپیما در انتهای عقب هواپیما ، مورد استفاده قرار گرفته است (شکل ۱۲-۷). در پرواز با سرعت سوپرسونیک بالا ، درب های مجرای ورودی بسته می باشند ، زیرا فشار داخلی بالا تر است ، خروجی دهانه ی دوم به طور کامل در حالت باز می باشد. اگر سرعت پرواز به سرعت های کم سوپرسونیک کاهش یابد (نزدیک ماخ ۱.۲) ، فشار در دهانه ، به صورت خودکار ، به سبب کاهش تدریجی سطح مقطع خروجی کاهش می یابد. این فرایند ، پیوسته تا رسیدن بخش های دهانه به یک نقطه در طراحی حداقل سطح مقطع خروجی ادامه دارد. هواپیما هنوز در سرعت در حد صوت باقی مانده است (میان ماخ ۰.۸ و ۱.۲). اگر سرعت پرواز دوباره کاهش یابد ، فشار داخل دهانه کاهش می یابد تا وقتی که نیروی فنری سومین ، درب ها باز باشد ، اجازه ی مکش هوا از خارج به داخل را می دهد. وضعیت این دهانه ، به کلی برای حالت پرواز ساب سونیک ، و برای فرود هواپیما ، ادامه می دهد.

مکش در میزان قابل توجه هوای سومین ، نیازمند مجرای جریانی به صورت آیرودینامیکی ظرفیت بالا برای نگهداشتن تلفات کم ، می باشد. به دلیل خصوصیات مساعد در هر دو سرعت پرواز ماخ ساب سونیک و سوپر سونیک ، کاربرد دهانه ی فشنگی با هواپیمای سوپرسونیک گسترده شده است ، برای نمونه F-111 ، Viggen ، Concord ، Tu-144 و SR-71.

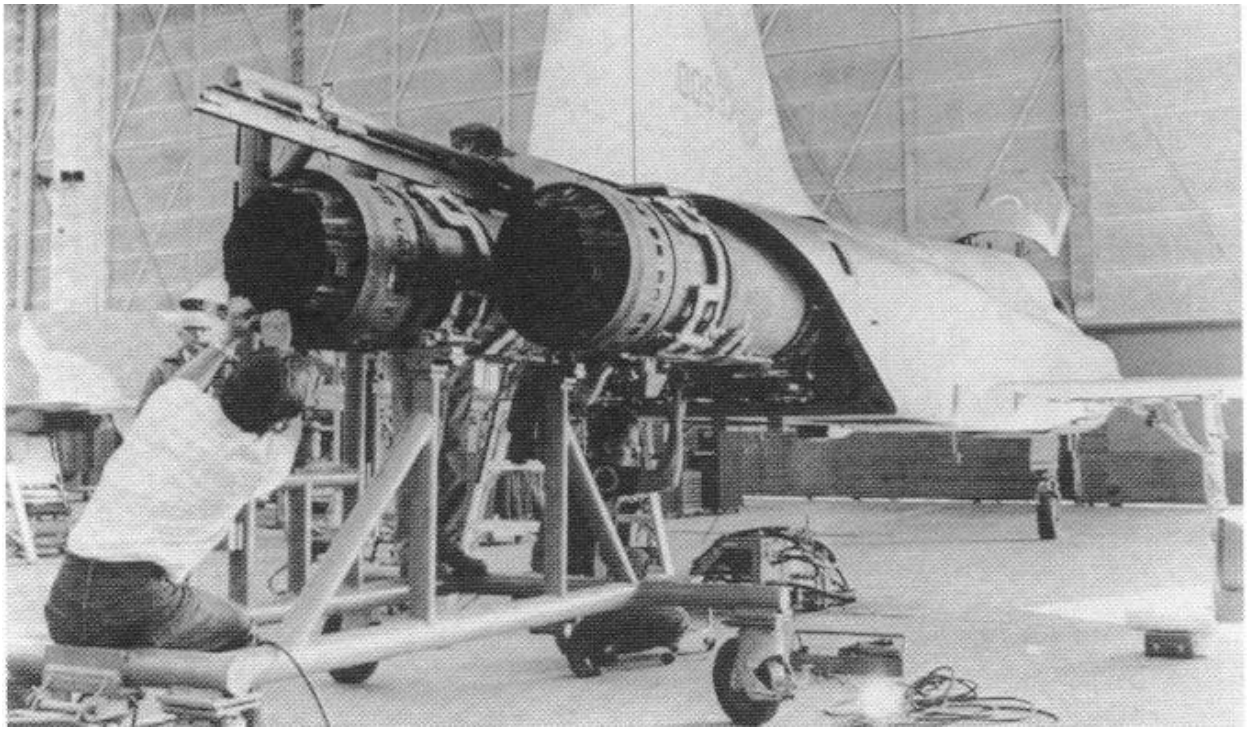
[1] Blow in door : دری در مجرای ورودی موتور هواپیما که در اثر اختلاف فشار علیرغم نیروی فنر به طرف داخل باز می شود.



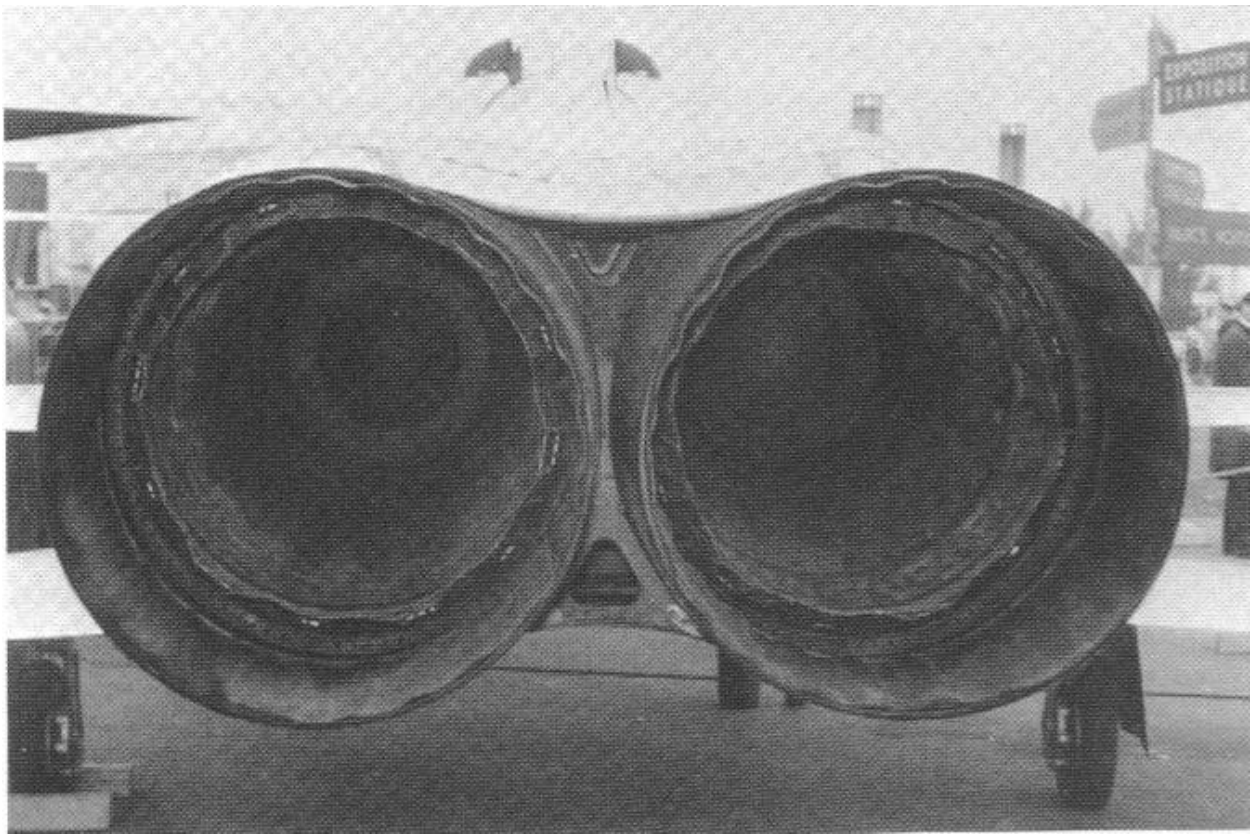
شکل ۷-۷ دهانه ی هندسه متغیر و فشنگی ثابت

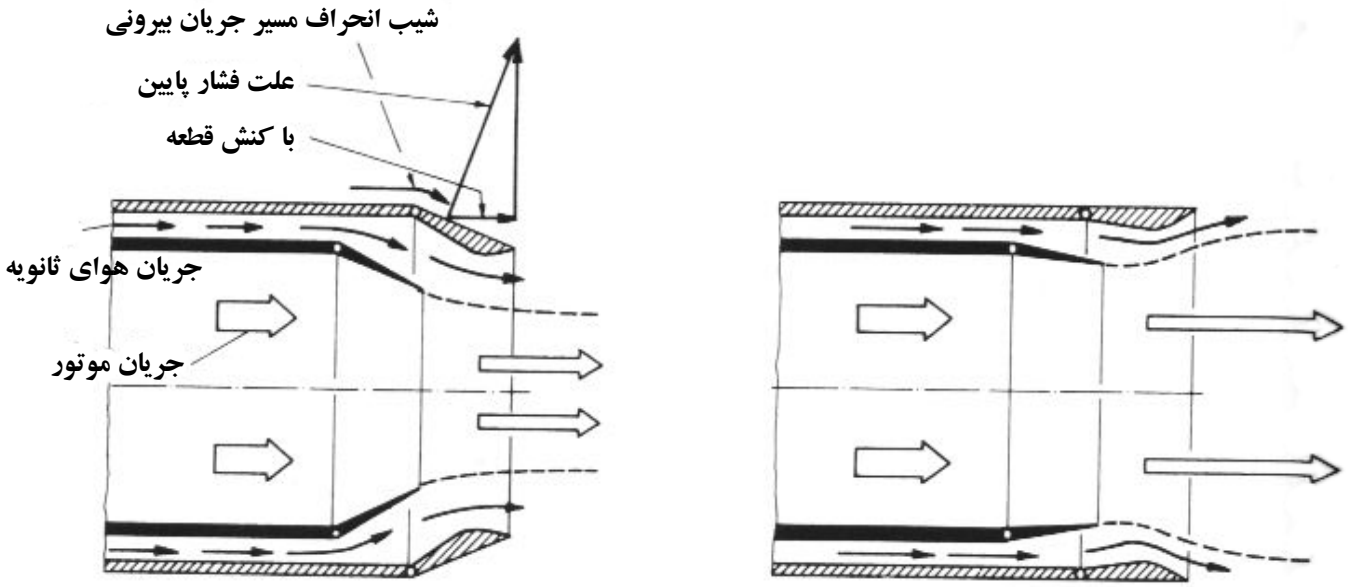


شکل ۸-۷ نازل فشنگی (توربوجت General Electric

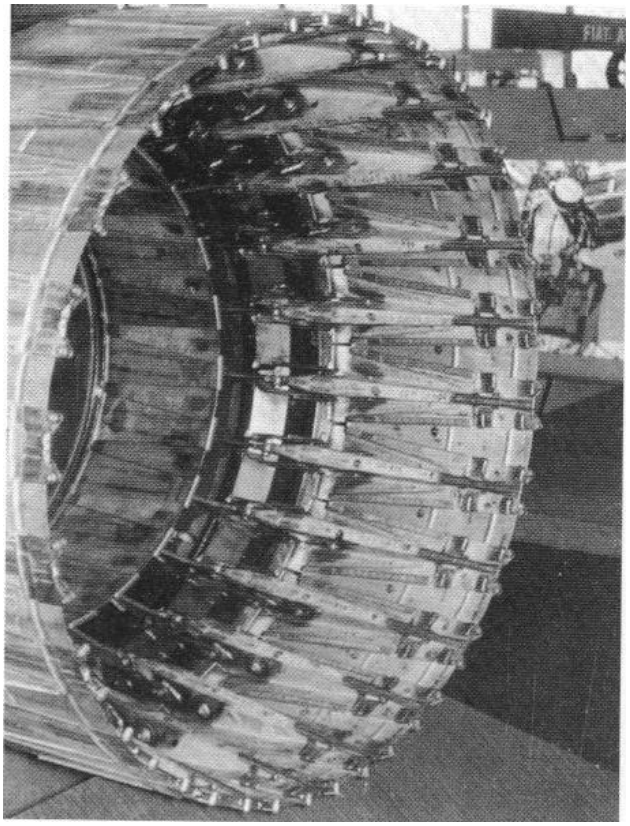


شکل ۹–۷ دهانه ی بسته (بالا) و باز (پایین) ، انجام گرفته توسط برگرداندن رینگ فشنگی (هواپیمای جنگی Northrop F-5)

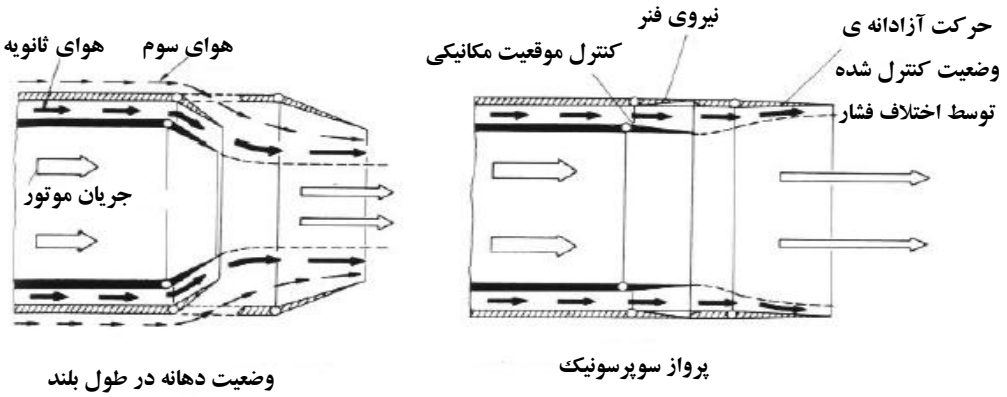




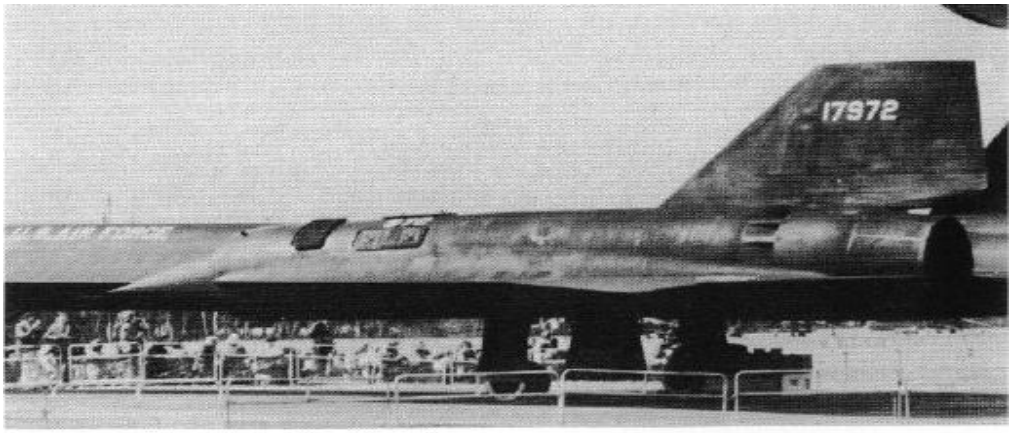
شکل ۱۰-۷ دهانه ی فشنگی کاملاً تنظیم پذیر



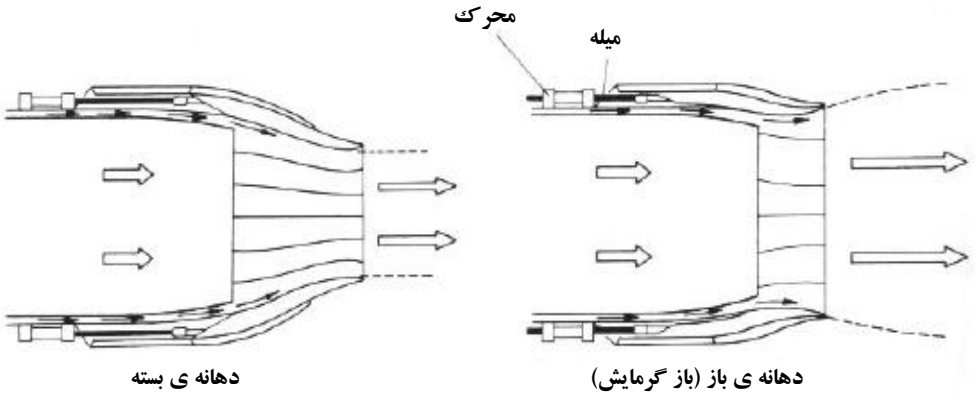
شکل ۱۱-۷ دهانه ی ثانویه ی تنظیم پذیر (General Electric J79)



شکل ۱۲-۷ دهانه ی فنگی همراه با در های ورودی سوم



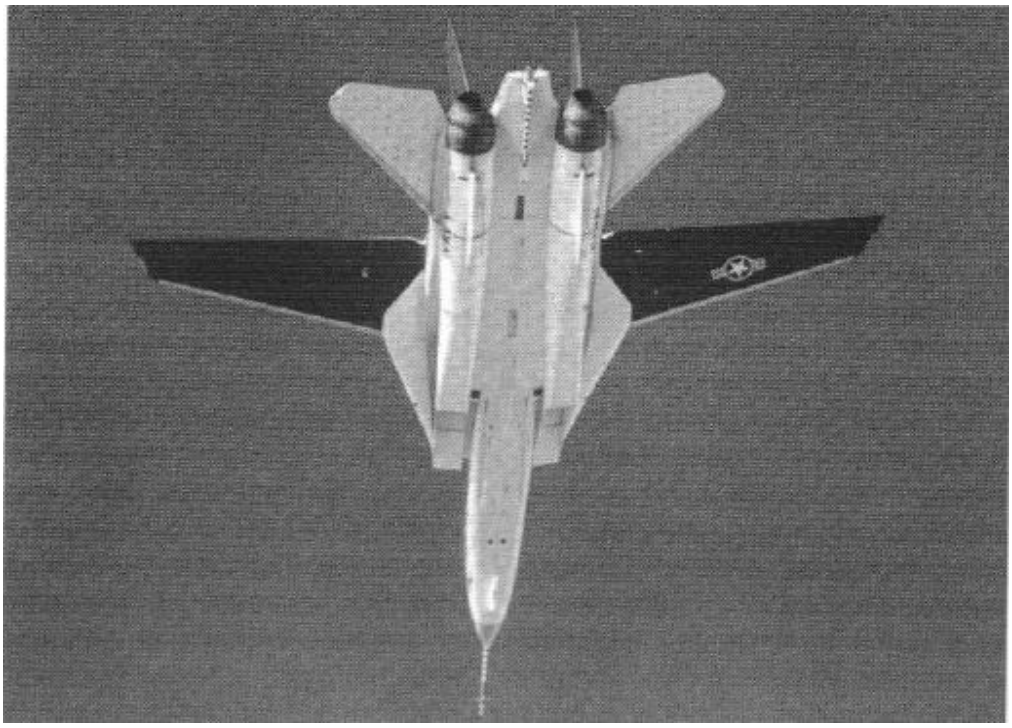
شکل ۱۳-۷ نازل فشنگی همراه با در های ورودی سوم



شکل ۱۴-۷ دهانه ی آیریس

دهانه ی آیریس

اگر چه پیچیدگی مکانیکی بسیاری دارد ، دهانه ی آیریس توسط پاکیزگی آیرودینامیکی خوب ، برتری دارد. برگشت محوری بخش های دهانه ، از میان میله ی محرک ، توسط جک های هیدرولیک انجام می شود. ساختار ، به هر سطح مقطع خروجی دهانه برای رسیدن ، اجازه می دهد (شکل ۱۴–۷).



شکل ۱۵–۷ دهانه ی آیریس برای کارایی بسیار خوب هواپیمای جنگی همکاری می کند (آزمایش پرواز Grumman F-14 ، دهانه ی آیریس در مساحت خروجی بسیار کوچک)

دهانه های هندسه متغیر برای پرواز در سرعت های سوپرسونیک طراحی می شوند ، به طور کلی در سرعت های ساب سونیک نیروی پسا آیرودینامیک بالایی وارد می شود ، که باید توسط نیروی محوری اضافه ، غلبه کند. نیرو های پسا بالا ، از چرخش جریان بیرونی به صورت ناگهانی ، نتیجه می دهد ، زمانی که دهانه در حداقل سطح مقطع می باشد. نواحی فشار پایین ، از جریان خمشی دوباره وارد شده در راستای حرکت هواپیما نتیجه می شود (شکل ۱۷–۷). سازگاری شکل دهانه ی آیریس ، اجازه می دهد که جریان برای عبور در طول خط واصل دهانه به صورت یکنواخت ، همراه با تنها کمی خطر در جدایش جریان ، باشد.

دهانه ی آیریس از مقیاس بزرگی که توسط NASA و سازندگان هواپیما در ایالات متحده ، محقق شد. این دهانه یکی از کارامد ترین شکل های دهانه مطرح شده است ، و از کاربردی گسترده برای هواپیما های ارتشی مانند F-15 ، F-16 ، B-1B و F-14 برخوردار است.

۷.۳ نیروی محوری معکوس (تراست معکوس)

بیش تر هواپیما هایی که بر زمین می نشینند ، سرعتی نزدیک به ۱۳۰kt (۲۵۰km/h) دارند ، نیاز به مسافت زیادی برای باند فرودگاه می باشد. صرف نظر از نشستن با سرعت بالا ، وزن هواپیما ، و محدودیت ظرفیت ترمز های چرخ مکانیکی مرکب ، کاهش سرعت مشکلات دیگر می باشد.

افزایش دادن ظرفیت ترمزی ، می تواند توسط بزرگ کردن ترمز ها امکان داشته باشد ، اما ممکن است باعث افزایش وزن و فضا شود. همچنین ، عملکرد ترمزگیری بر روی یک سطح خیس به هر شکل ، با وجود ظرفیت ترمزی ، زیان بار خواهد بود.

بنابراین به صورت منطقی ، می توان از انرژی سیستم پیشرانه برای کاهش سرعت هواپیما استفاده کرد. در نتیجه از نیروی محوری معکوس که بار ها در تمام بخش سیستم خروجی است ، می توان استفاده کرد.

نیروی محوری معکوس ، با جلوگیری کردن از تخلیه توسط درب های انسداد که می تواند ایجاد جریان کند ، وظیفه ی خود را انجام می دهد. این تغییر ظاهری سریع جت و ترکیب شدن با سرعت محسوس جلو است. تبدیل جریان خروجی به راستای مستقیم در یک ترکیب نیروی محوری به سمت جلو که مانند ترمز عمل می کند (شکل ۱۶-۷).

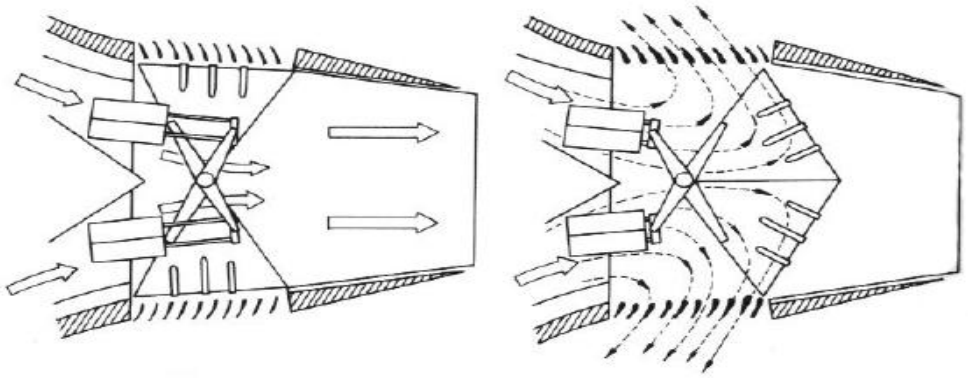
در عمل ، طراحی ویژه ی نیروی محروی معکوس ، بستگی به موتور با کاربرد آن دارد. در تمام موارد ، موتور ، از مدل توربوفن خواهد بود.

اگر یک دهانه ی رایج ، برای هر دو فن و هسته ی جریان به کار رود ، نیروی محوری معکوس تمام جریان را تسخیر می کند (شکل ۱۷-۷). زمانی که در استفاده نیست ، سطوح داخلی معکوس ، باید در یک خط با مجرا باشد درغیر این صورت جریان را آشفته می کند. سازگاری یکپارچگی معکوس برای طراحی یکپارچه ی دهانه ، بنابراین بسیار مهم می باشد.

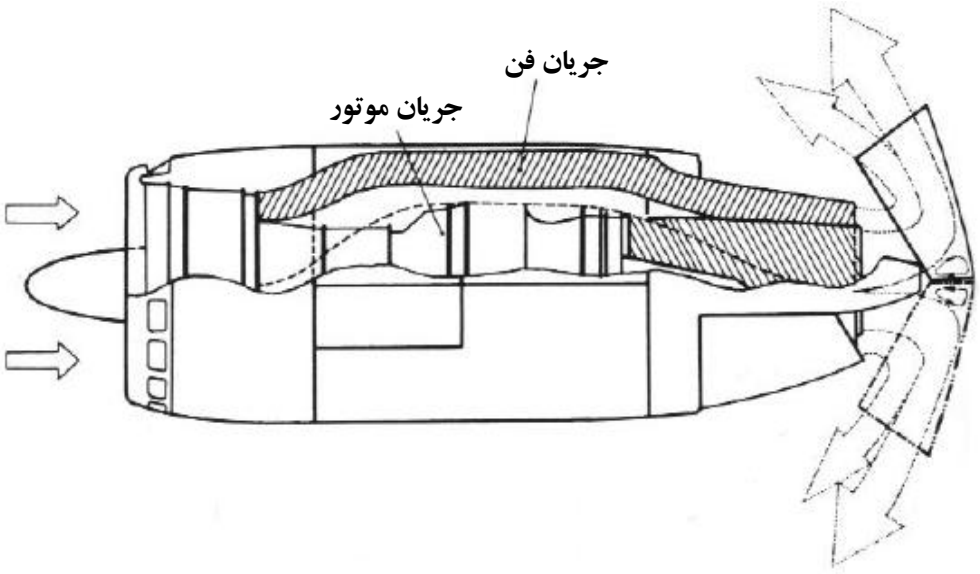
در مورد موتور های نسبت کنارگذاری بالا ، با جدا کننده ی خروجی ها برای هسته و جت های فن ، دو جدا کننده ی معکوس به کار گرفته می شود ، همان طور که توسط موتور General Electric CF6 در مدل هواپیمای ترابری DC-10 ظاهر شده است (شکل ۱۸-۷). در موقعیت منقبض آن ، هسته ی معکوس کننده[1] به کاسکد ، توسط یک پوشش که با مجرا همراستا می باشد ، پوشیده شده است. عملکرد معکوس کنند

[1] Reserver : برگرداننده جریان خروجی موتور جت.

توسط لغزش پوشش عقب انجام می شود ، و سپس به کاسکد ها به داخل جریان جت توسط محرک محور[۱] موزون می شود. جنس کاسکد در برابر مقاومت گرما اینکونل ۷۱۸[۲] ، پوشش سبک وزن تیتانیوم[۳] است.



شکل ۱۶-۷ عملکرد نیروی محوری معکوس

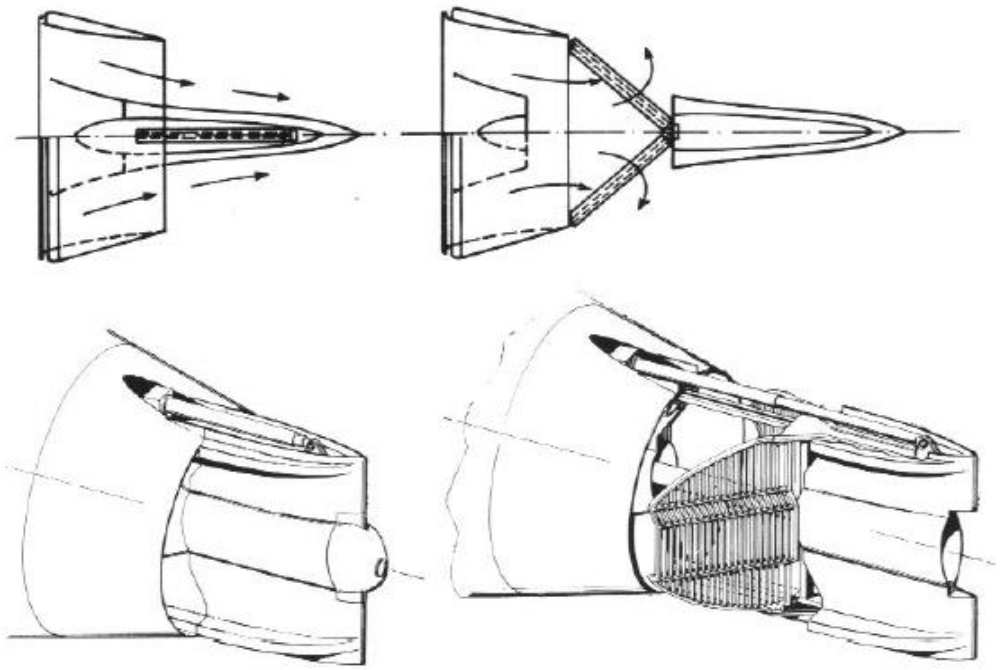


شکل ۱۷-۷ عملکرد نیروی محوری معکوس توبوفن با دهانه ی خروجی رایج (Pratt & Whitney TF33 ، هواپیمای Lockheed C-141 Starlifter)

[۱] Spindle drive

[۲] Inconel 718

[۳] Titanium

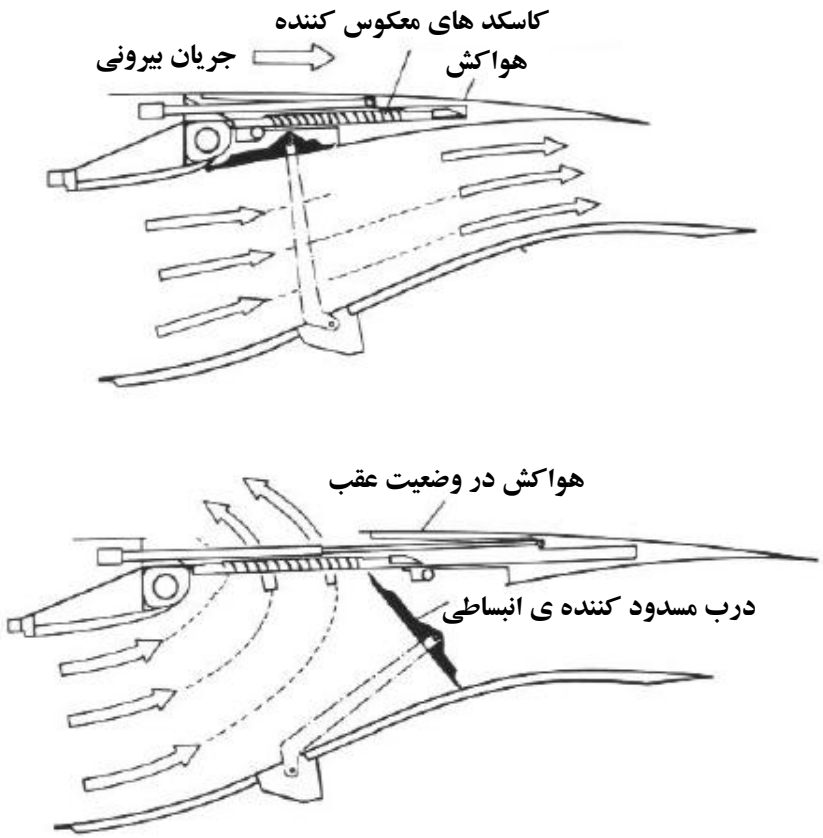


شکل ۱۸–۷ نیروی محوری معکوس برای جریان هسته موتور ، موتور نسبت کنارگذری بالا (General Electric CF6)

معکوس کردن یک جت فن ، توسط آرایش کاسکد ها ، مانند عناصر مجرد در اطراف موتور دایره ای انجام می شود. در موقعیت انقباض آن ها از هر دو طرف پوشیده می شوند ، در غیر این صورت جریان های داخلی و خارجی را آشفته می کنند (شکل ۱۹–۷). تمام ترکیبات باید به صورت مناسب برای جلوگیری از کمبود جریان در موقعیت ، مخفی شده که در غیر این صورت باعث نیروی پسا آیرودینامیکی می شود محکم باشد. پوشش ، به اضافه گهواره عقب ، شکل دهی دهانه (همگرا) برای جت فن است. زمانی که به سمت موقعیت معکوس منبسط می شود ، پوشش کاسکد نخستین لغزش به عقب را پیش از ۱۶ درب مسدود کننده ی انفرادی به داخل مجرای دهانه ی فن و راستای جریان فن از میان کاسکد های ثابت به سرعت ، انجام می دهد. شکل شبکه جریان برای خروج در راستای جلوی بنا به تهیه ی نیروی محوری معکوس تغییر می یابد. فرایند فعال شدن نیروی محوری معکوس دو ثانیه زمان می برد ، که میزان بسیار خوبی برای درگیر شدن ماشین می باشد. از سویی دیگر ، زمان طولانی تر ، ممکن است برای انجام این کار قابل قبول نباشد.

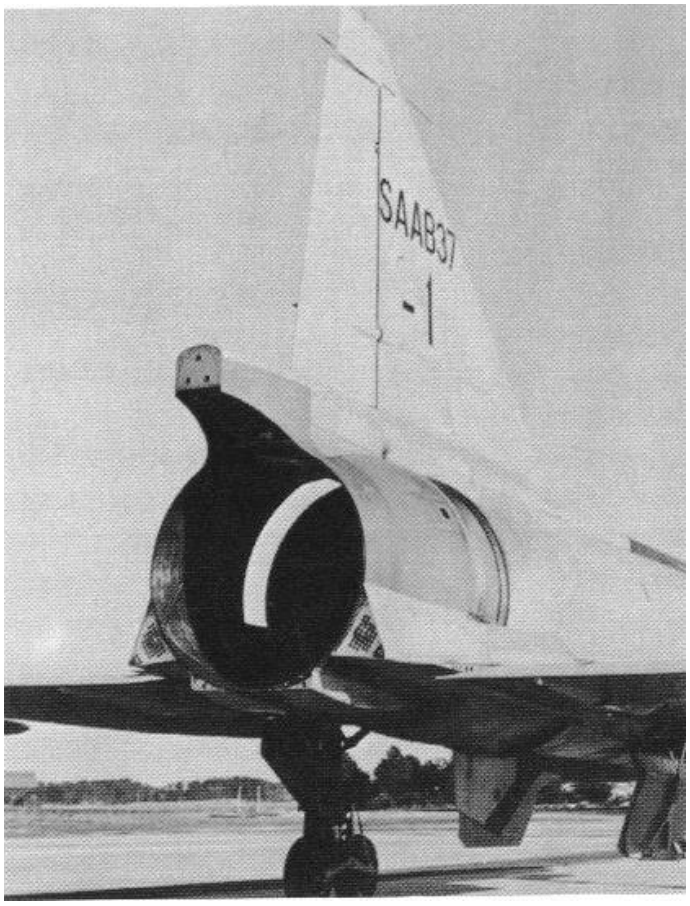
به طور کلی ، نیروی محوری معکوس کننده تنها با هواپیمای ترابری برای کاهش مسافت نشست بر روی زمین به کار گرفته می شود. هواپیمای جنگی سوپرسونیک ، ترمزگیری انحطاطی را برای هدفی یکسان به کار می گیرد ، یا اعتماد کردن به سادگی بر روی ترمزگیری چرخ. دلیل بزرگی که نیروی محوری معکوس کننده در هواپیمای جنگی استفاده نمی شود ، وزن و فضای مورد نیاز برای ساختار آن می باشد. یک استثناء برای این

قاعده Viggen سوئدی می باشد ، یک هواپیمای جنگی قدیمی اوایل دهه ی هفتاد ، اما یک نمونه ی خوب کامل نیروی محوری معکوس کننده ، به همراه یک دهانه ی فشنگی بود.

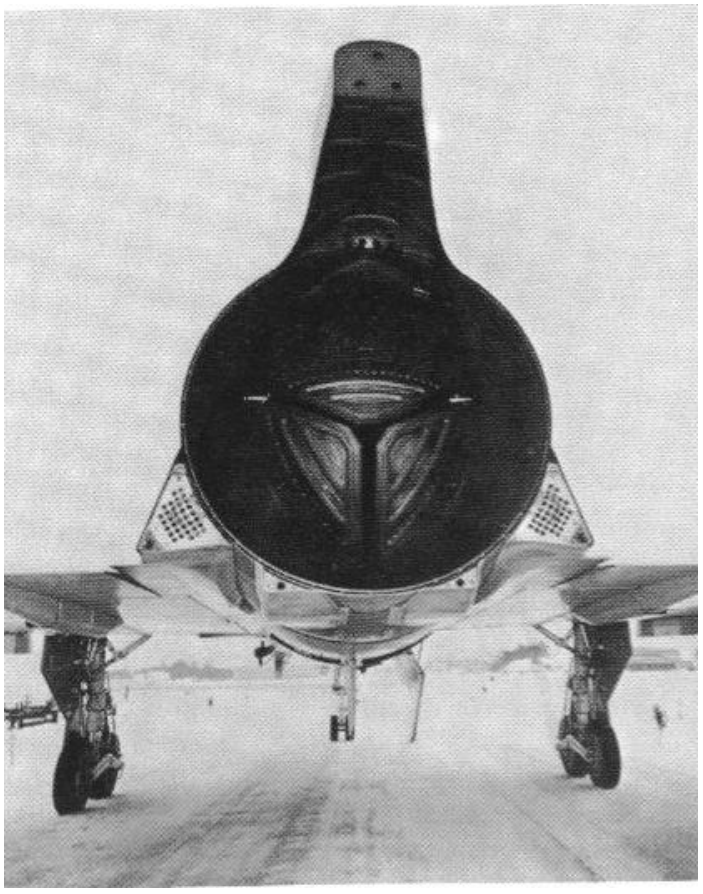


شکل ۱۹-۷ نیروی محوری معکوس کننده برای جریان فن یک موتور با نسبت کنار گذری بالا. پس از برگرداندن هواکش به سمت عقب ، جریان به سمت کاسکد ها برای عملرد معکوس ظاهر شده هدایت می شود (General Electric CF6 ، هواپیمای McDonnell Douglas DC-10)

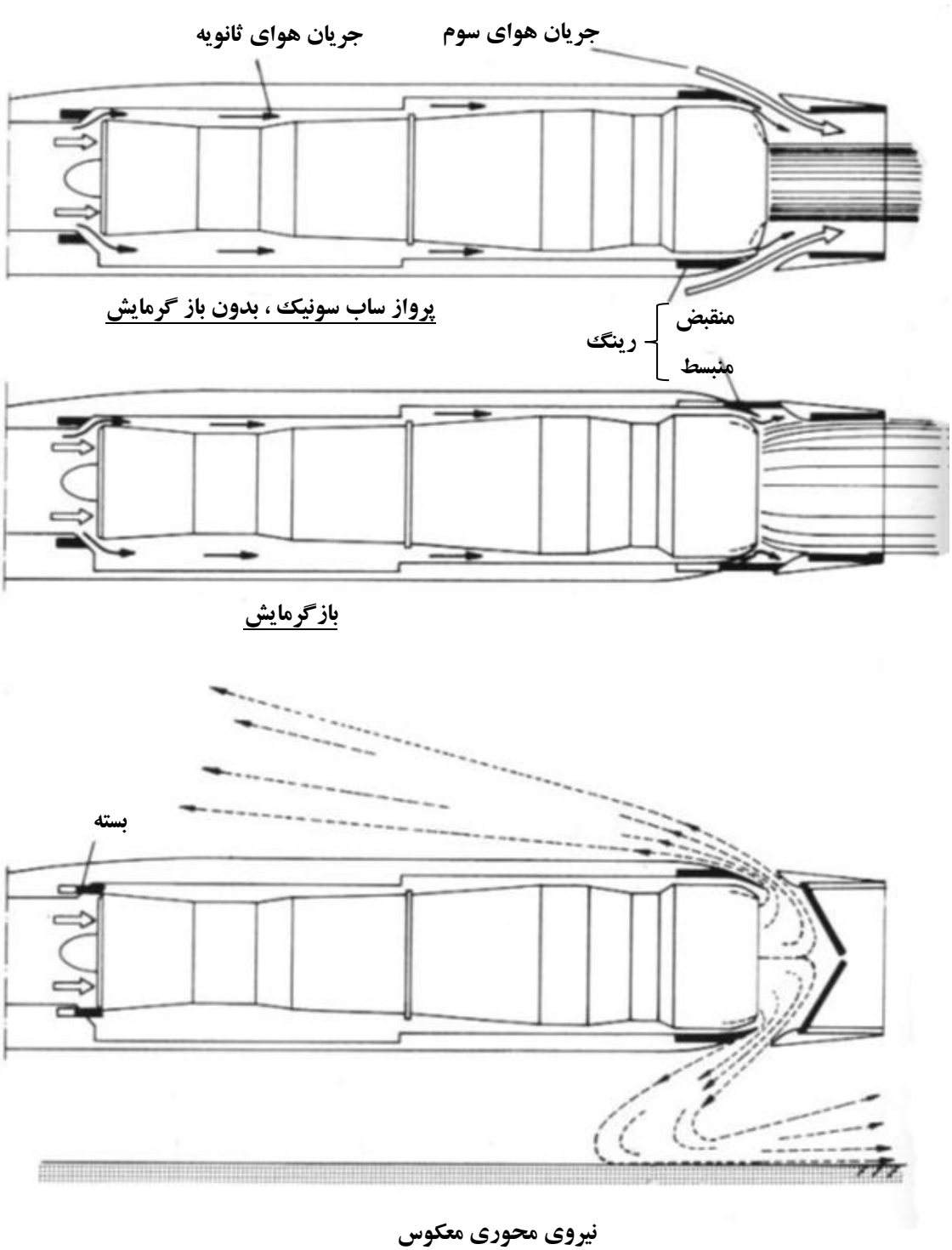
در موقعیت منقبض شدن ، سه صفحه ی فلزی نیروی محوری معکوس کننده ، به داخل کامل می کرد ، و شکل قطعه دیواره ی دهانه ی فشنگی را ایجاد می کرد. نیروی محوری معکوس کننده توسط فشردگی ارابه فرود فعال می شود. فعال سازی ، توسط جک های هیدرولیکی می باشد ، که باید خنک باشند زیرا در اثر جریان گاز خروجی داغ ، بسته می شوند.



شکل ۲۰-۷ در موقعیت منقبض شدن ، تماس صفحات همسطح با دهانه (SAAB Viggen)



شکل ۲۱-۷ بر روی مسیر یخی ، نیروی محوری معکوس کننده ی Viggen به خوبی قابل استفاده می باشد. سه صفحه ی فلزی عمل کننده ی هیدرولیکی. محرک باید سرد باشد ، به همراه هوای خروجی روزنه های دیده شده



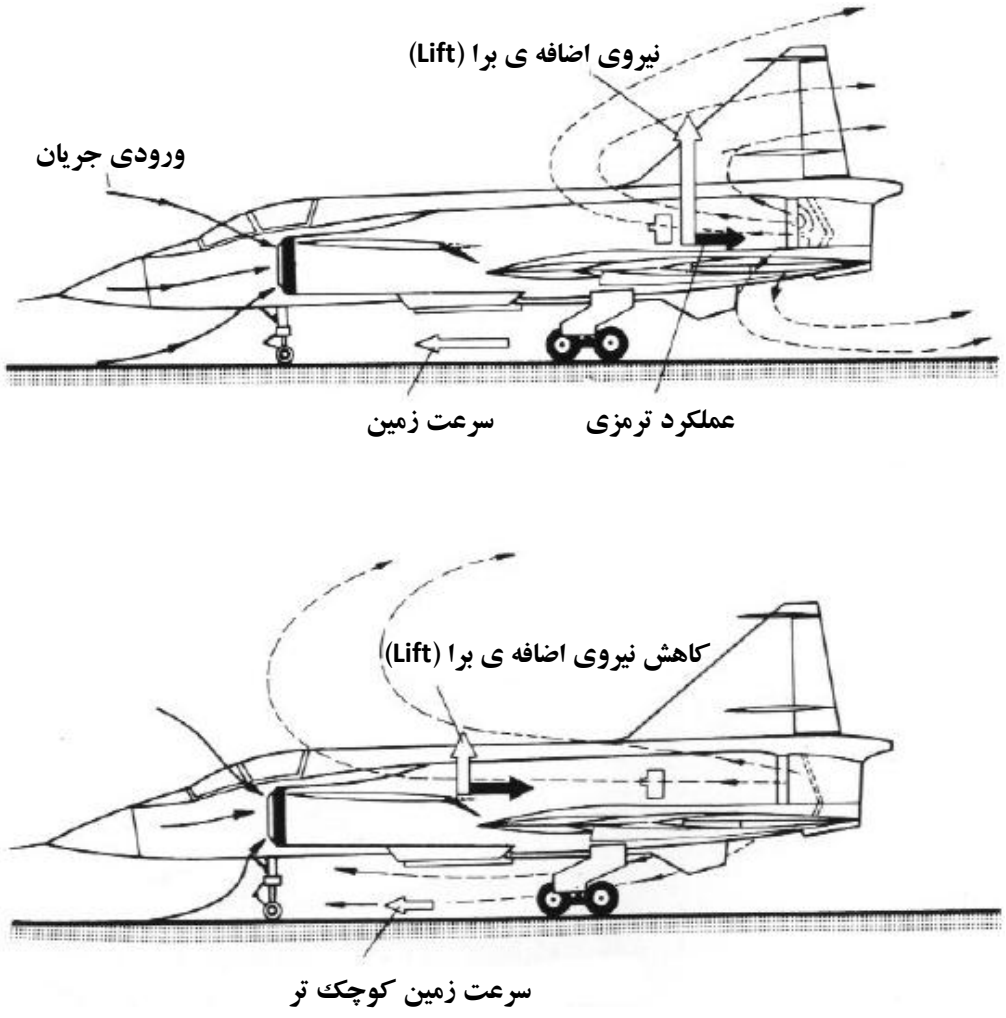
شکل ۲۲-۷ استفاده از دهانه ی فشنگی برای نیروی محوری معکوس (Viggen)

وظیفه ی سوراخ دهانه ی فشنگی دو کار می باشد:

- در برخاستن از زمین و در طول پرواز ساب سونیک ، هوای سوم از میان سوراخ وارد می شود تا نیروی محوری تقویت شده را فراهم کند (شکل ۲۲-۷ بالا)

- پس از فرود آمدن ، تمام جریان جت از میان سوراخ خارج می شود (شکل ۲۲-۷ پایین) ؛ گرد کردن طراحی دماغه ی هواپیما همچنین کمک کردن باقی ماندن معکوس کردن جت متعلق به دماغه ی هواپیما (اثر کواندا[1])

- در پرواز سوپرسونیک به همراه بازگرمایش ، سوراخ دهانه ی فشنگی توسط یک شکل رینگی سطح پوشیده شده بسته می شود که انبساط از دماغه ی هواپیما به لغزش به روی سوراخ (شکل ۲۲-۷ وسط)



شکل ۲۳-۷اثر جت معکوس بر هواپیمای Viggen در سرعت زمین زیاد و کم

یک هواپیما به طور ذاتی به خوبی برای عملکرد نیروی محوری معکوس مناسب نخواهد بود. اگر یک تصمیم برای یک معکوس کننده گرفته شود ، امکان تأثیرات نامساعد ، مطرح می شود. در مورد هواپیمای Viggen ، برای نمونه ، معکوس کردن جت ، صرف نظر از کنش ترمزی ، به دلیل یک ناحیه فشار پایین بر روی جناح طرف بالا تر بدون واسطه پس از فرود آمدن ، به اضافه ی علامت گذاری گردابی زمین می باشد. هر

[1] Coanda effect : گریاش سیال برای چسبیدن به سطح جامد

دو پدیده به دلیل کاهش ارتفاع[1] لنگر نوسانی که تمایل به نیروی برا (Lift) دم هواپیما دارد (شکل ۲۳-۷ بالا). در نتیجه ی عملکرد ترمز های چرخ ، به خاطر کاهش وزن هواپیما ، به طور اضافی ، نشان دادن هواپیما به تمایل داشتن به ترک مسیر ، معیوب می سازد. اگر چه آخرین تأثیر ، تنها برای زوج ثانیه تا رسیدن به افت سرعت مقداری بحرانی است ، خلبان باید برای تصادف آماده باشد. از آن پس ، نتیجه ی نیروی آیرودینامیکی جت معکوس شده بر روی بدنه ی هواپیما به سمت جلو پیش می رود ، همراه با دم پایین[2] لنگر نوسانی کم کافی است ، توسط خلبان به سادگی ، توزیع می شود. (شکل ۲۳-۷ پایین). خطر فروبردن جت داغ معکوس از میان ورودی اصلی ممکن است توسط باز کردن دهانه ی اولیه چنان که دفع کردن جت معکوس شده در یک زاویه ی تند فرو نشاند.

استفاده ی زیرکانه نیروی محوری معکوس به هواپیما اجازه خواهد داد که حتی برای غلطش به عقب ، برای کمک کردن محدوده ی فضای پارک ، داشته باشد (مانند پارک کردن یک خودرو).

افزایش انواع مختلف نیروی محوری معکوس کننده نشانه گر طراحی نیروی محوری معکوس کننده برای موارد مورد نظر می باشد. یک طراحی خوب معکوس کننده ، باید توانایی کاهش مسافت نشست هواپیما را تا ۳۰ درصد داشته باشد. که نیازمند به ۵۰ تا ۷۰ درصد نیروی بیشینه ی برخاست ، برای توانایی معکوس نیز داشته باشد. نیرو هایی که از نیروی محوری معکوس نتیجه می شود ، باید توسط ساختار معکوس کننده حمایت شود ، صرف نظر از جت معکوس شده ی داغ یا سرد. وزن ساختار معکوس کننده ، باید کم باشد. زمانی که از آن استفاده نمی شود ، دهانه نباید برای جریان اصلی مزاحمت ایجاد کند ؛ زمانی که مورد استفاده قرار می گیرد ، جت معکوس شده نباید اجازه ی ورود به ورودی هوا را بدهد.

[1] Nose down : خارج شدن هواپیما از پرواز تراز به طرف شیرجه و کاهش ارتفاع

[2] Tail down

فصل هشتم

تقویت کننده ی نیروی محوری

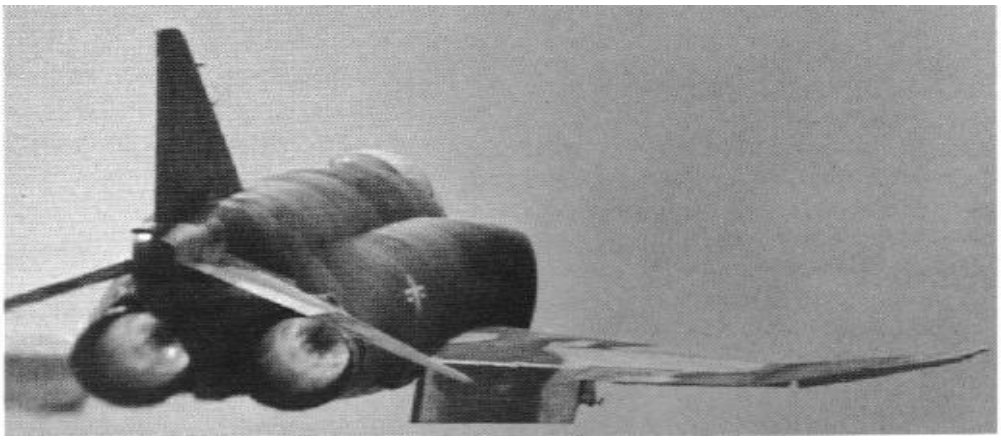
در بعضی حالات نیاز است ، که نیروی محوری در موتوری با نیروی محوری عادی ، افزایش یابد. به این دلیل که:

زمان برخاستن از باند پرواز ، با طول کم ، یا در یک روز گرم ، یا یک جهش ، سرعت ایمن باید در دسترس باشد. برای هواپیمای جنگی ، نیروی محوری اضافه ، باید برای مانور پرواز تهیه شود.

نیروی محوری بیش تر ، می تواند به آسانی توسط افزایش قدرت موتور ، فراهم شود. با این وجود ، به ویژه برای هواپیمای جنگی ، سنگینی وزن ، و کوتاهی زمان عملکرد ، مانع از نصب در این موتور ها می شود. در عمل ، تقویت کننده نیروی محوری ، توسط استفاده از بازگرمایش تکمیل می شود ، که در تمام هواپیما های سوپر سونیک این ویژگی موجود می باشد. در هوانوردی تجاری ، از واتر انژکشن[1] تا دهه ی هفتاد برای افزایش نیروی محوری برخاستن ، بسیار استفاده می شد ، تا ظهور موتور های توربوفن با نسبت کنارگذاری بالا ، با ذخیره ی نیروی محوری زیاد ، ساخت این روش از رده خارج شد.

۸.۱ بازگرمایش

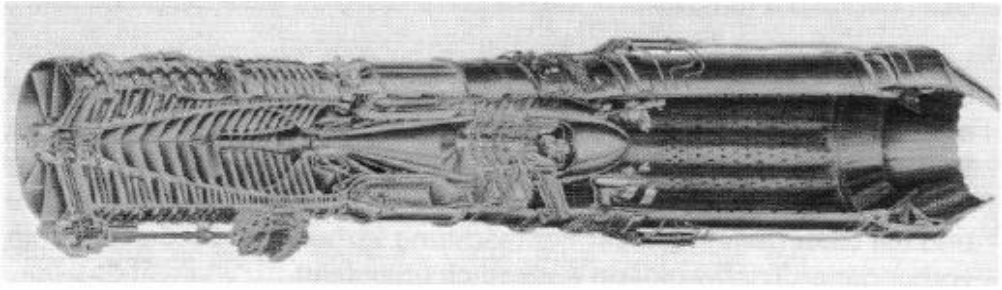
یکی از مؤثر ترین و پر کاربرد ترین روش افزایش نیروی محوری ، توسط بازگرمایش یا پس سوز می باشد ، که توانایی نیروی محوری را ۵۰ درصد افزایش می دهد. زمانی که پس سوز روشن می شود ، شعله ی آن در خروجی جت را ، می توان مشاهده کرد ، و باعث زیاد شدن سر و صدا دور تر از صدای خشک بلند موتور می شود.



شکل ۱-۸ بازگرمایش می تواند نیروی محوری را ۵۰ درصد و بیش تر افزایش می دهد (هواپیمای جنگی McDonnekk Douglas F-4 که قدرت خود را از دو توربوجت General Electric J79 می گرد)

[1] Water injection: پاشیدن آب مقطر خالص به داخل سیلندر و موتور پیستونی به منظور سرد کردن مخلوط قابل انفجار و کاهش احتمال بدسوزی.

به استثناء هواپیمای سوپرسونیک کانکورد[1] ، بازگرمایش ، تنها توسط هواپیمای سوپرسونیک ارتشی مورد استفاده قرار می گیرد. برای هواپیمای جنگی ، بازگرمایش ، همچنین دارای اهمیت زیادی می باشد ، برای نمونه ، در شتاب گیری سریع هواپیما ، در شرایط حمله یا ممانعت عملیات ، نقش دارد ، همچنین برای فرار بی خطر از ناحیه ی جنگی ، بهترین گزینه ی انتخاب می باشد. دلیل دیگر برای تجهیز کردن هواپیما (سوپرسونیک) با بازگرمایش ، برای کاهش مسیر برخاستن می باشد.



شکل ۲-۸ به طور اساسی ، تقویت کننده ی نیروی محوری توسط یک اتاق احتراق لوله ای شکل نصب شده در قسمت انتهایی موتور تکمیل می شود (General Electric J79)

سرعت پرواز بالا سوپرسونیک ، تنها با بازگرمایش امکان پذیر می باشد. هنگامی که برای نخستین بار در هواپیمای ارتشی به کار بسته شد ، در ابتدا با موفقیت در بازار غیرنظامی نیز ثابت شد ، همان طور که توسط کانکورد و سپس Soviet Tu-144 نشان داده شد (که چندان به پرواز در نیامد). ممکن است به دلیل سر و صدا بازگرمایش ، از استفاده ، در هر کاربرد غیر نظامی ، ممنوع شده باشد. تکنولوژی بازگرمایش این نتیجه را می دهد که گاز داغ ، پس از گذشتن از توربین ، هنوز شامل اکسیژن به مقدار کافی باشد ، تا برای دومین بار با پاشش مقدار مناسب سوخت ، احتراق صورت گیرد. (یادآوری می شود ، که تنها بخشی از هوای خروجی توسط کمپرسور برای احتراق استفاده می شود ، بخش بیش تر آن به منظور خنک سازی به کار می رود.)

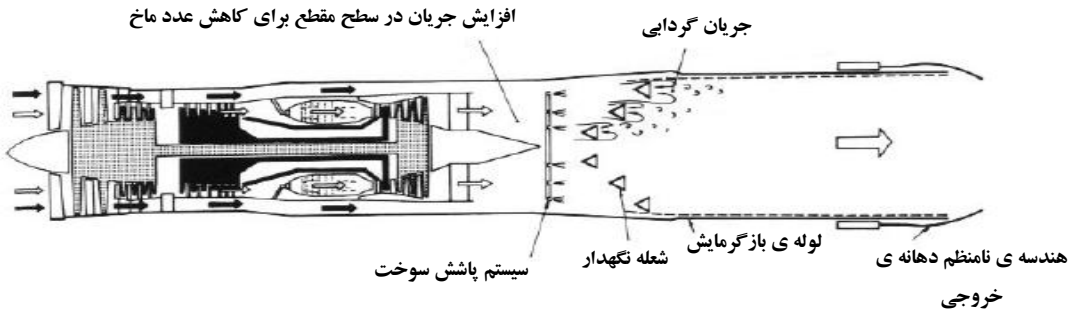
با باز گرمایش خروجی جت ، جریان به تراز انرژی موجود بالا تری برای منبسط شدن در دهانه ی خروجی دست می یابد. نتیجه ، سرعت خروجی بیش تر می باشد ، پیش نیازی برای دست یافتن به نیروی محوری بیش تر (همان طور که توسط قضیه ی اندازه حرکت اشاره شد ، ر. ج. فصل ۲).

به طور کلی ، پس سوز ، دارای یک ساختار لوله ای شکل است ، که به پشت توربین ، به ژنراتور گاز ، بدون واسطه متصل است. بخش جلویی همانند یک دیفیوزر طراحی شده است (به این معنا که سطح مقطع افزایش می یابد) ، که سرعت جریان را از عدد ماخ ۰.۵ به ۰.۲ برای ممانعت مشتعل شدن از برانگیختن ، توسط جریانی که بسیار سریع می باشد ، کاهش دهد.

---

[1] Concord

ساختار ساده ی مونتاژ پس سوز ، که شامل تنها چهار بخش بزرگ می باشد ، بسیار قابل توجه است (شکل ۳-۸):



شکل ۳-۸ نمونه ای از یک پس سوز نسبتاً ساده ی مونتاژ شده (شماتیکی از توربوجت Volvo RM8 برای هواپیمای جنگی Viggen)

لوله ی شعله

سیستم پاشش سوخت

مجموعه ی شعله نگهدار

هندسه ی نامنظم دهانه ی خروجی

یکی از اجزا ، دهانه ی خروجی در شکل های مختلف ، پیش از این در فصل پیش توضیح داده شد. زمانی که پس سوز در عملیات نیست ، دهانه به شکل سطح مقطع خروجی کوچک تر ، در می آید. بایستی دهانه ی خروجی به طور اتفاقی برای تمام سطح مقطع باز شود ، فشار به سرعت به دلیل اضمحلال نیروی محوری ، رها خواهد شد. بخش مرکزی مجموعه ی پس سوز ، مجرای پس سوز می باشد ، مکانی که احتراق در آن رخ می دهد. مجرا دارای یک سری خطوط مقاومتی گرما هست ، که به بیرون محفظه ، از میان راه ها و یک مکانیزم خود قفل شونده ، متصل می باشد (شکل ۴-۸). به دلیل گرما ، سوراخ های گوناگونی مقرر شده ، برای خنک کردن هوا از میان مسیر محفظه و مجرای شعله که برای جریان داخل مجرای شعله ، سازماندهی شده است. برای احتیاط از اکسیداسیون مجدد ، مجرای شعله از پوشش سرامیکی استفاده شده است. در پایان جریان پایین مجرای شعله ، یک دهانه با هندسه ی نامنظم می باشد. برای مفهوم تنظیم موقعیت دهانه ، محرک های هیدرولیکی بر روی لوله ی محافظ بیرونی نصب شده است.

یک سیستم سوخت پاش ، جدا از سیستم سوخت پاش موتور ، برای ذخیره کردن و توزیع سوخت باز گرمایش به کار می رود. سوخت از میان چند راهه ها (منیفولد ها) برای پاشش میله هایی که به صورت شعاعی

منبسط می شوند ، توزیع می شود ، آن گاه سوخت به سوی جریان گاز عبوری از یک سری سوراخ های سازماندهی شده عبور می کند ، تا مخلوط قوی را فراهم کند.

یک بخش در فهرست قطعات اصلی ، به روشنی بیان نشده ، اما همیشه بر روی برش جانبی یا تصاویر ، دیده می شود ، نیاز به توضیح بیش تری دارد مخروط پشتی[1] نامیده می شود. شکلی مانند یک بدنه ی متقارن بیضی دارد ، مخروط پشتی برای بسیاری از مفهوم ها به کار می رود. نخست ، جریان گاز از توربین به شکل استوانه ای می باشد ، که باید به تدریج ، کل سطح مقطع مجرای شعله ی پس سوز را به طور کامل تصرف کند. بنابراین ، وظیفه ی مخروط پشتی ، در اصل ، یک ماهیت از دینامیک سیال می باشد.

دوم ، عمل مخروط پشتی به عنوان پشتیبانی کردن از سازه ، برای پاشش میله ها (که دارای ساختمان نیرومند مکانیکی نیستند) می باشد.

در پایان ، مخروط پشتی ، شعله نگهدار را حمل می کند ، که یک بخش اصلی در ساختار پس سوز می باشد. به دلیل دمای بالای این عملیات ، مخروط پشتی را پوشش سرامیکی می کنند.

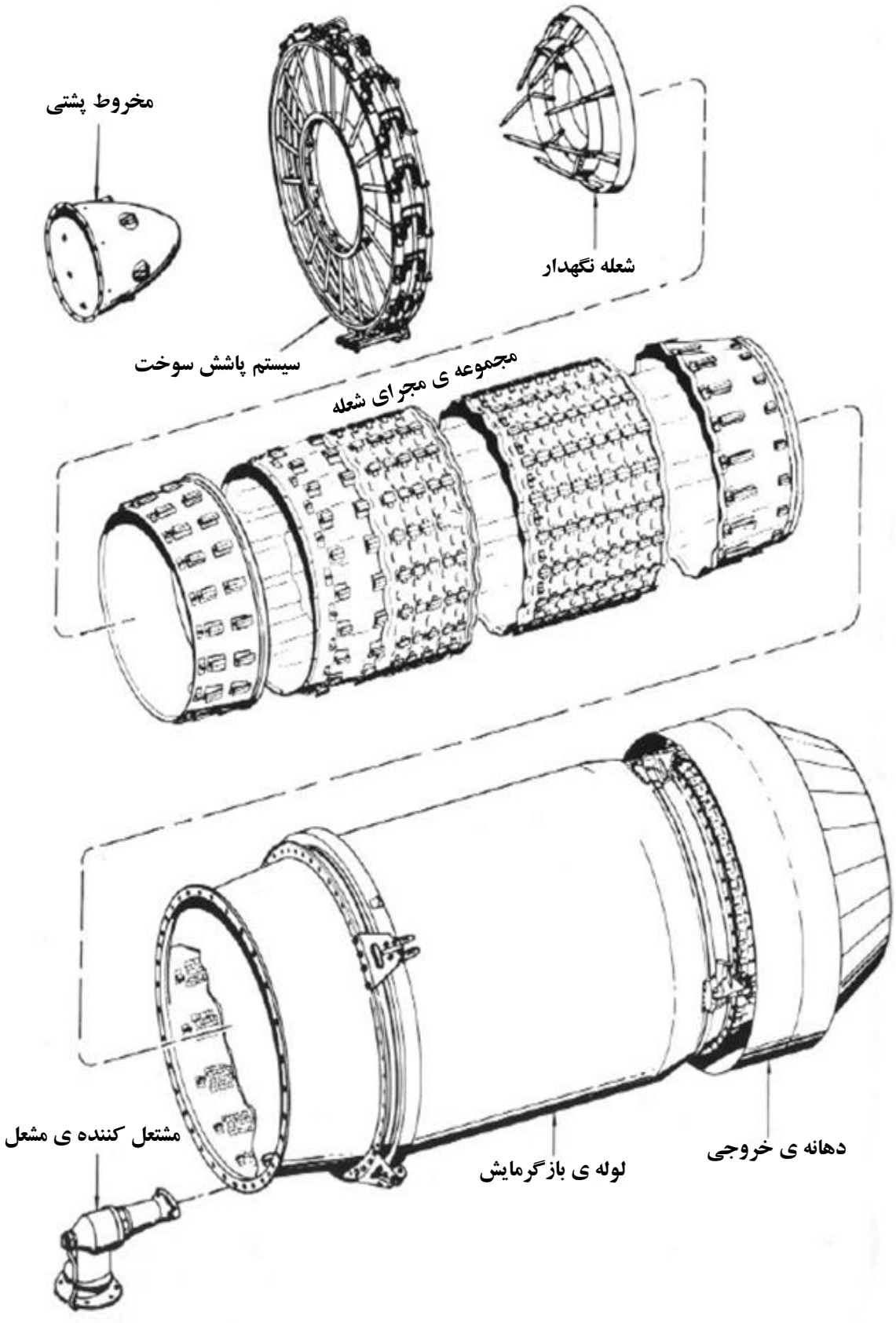
شعله نگهدار ، در جریان پایین دهانه ی پاشش سوخت ، مستقر می باشد. معمولاً از سه رینگ (حلقه) هم مرکز با سطح مقطع V – شکل ساخته می شود. ولو این که ، سرعت جریان گاز ، توسط بخش ورودی دیفیوزر شکل ، مجرای پس سوز کاهش یابد ، سرعت انتشار شعله هنوز کم تر از سرعت جریان می باشد ، بنابراین شعله برانگیخته می شود. این وظیفه ی بخش V – شکل رینگ های شعله نگهدار است ، تا جریان چرخشی و جریان های گردابی داخلی ، مکانی که شعله می تواند پیوسته باقی بماند ، را تولید کند. (شکل ۵-۸) کارایی پس سوز ، توسط استفاده از یک گروه هم مرکز رینگ های شعله نگهدار افزایش می یابد. برای پیشگیری سوختن مجرا از انسداد ، رینگ ها می لنگند.

مکانیزم کنترل پس سوز پیچیده است ، شامل یک سیستم سوخت جدا با پمپ سوخت ، فیلتر سوخت ، و کنترل سوخت ، به علاوه ی یک سیستم جرقه زنی ، می باشد. احتراق پس سوز به صورت اتوماتیک می باشد ، اگر تنها یک بار ، خلبان وضعیت پس سوز را در دستگاه کنترل سوخت ، انتخاب نماید.

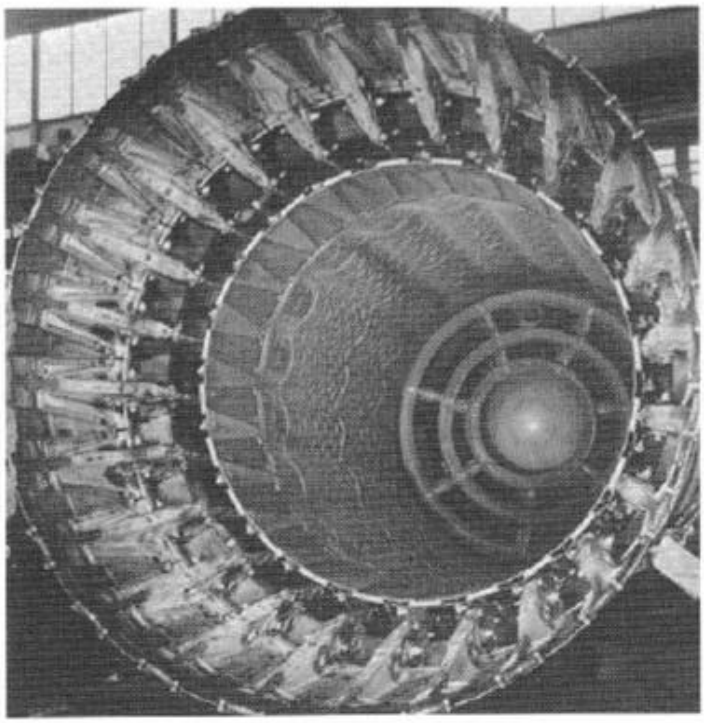
با وجود دمای بالای گاز ، احتراق مخلوط سوخت و هوا ، معمولاً به صورت خودکار ، خود به خودی ، رخ نمی دهد. تمایل گاز برای احتراق ، وابسته به اندکی افزایش ارتفاع پرواز ، و عدد ماخ می باشد. برای اطمینان از احتراق ، تحت تمام شرایط ، یک منبع احتراق مستقل ، فراهم شده است.

---

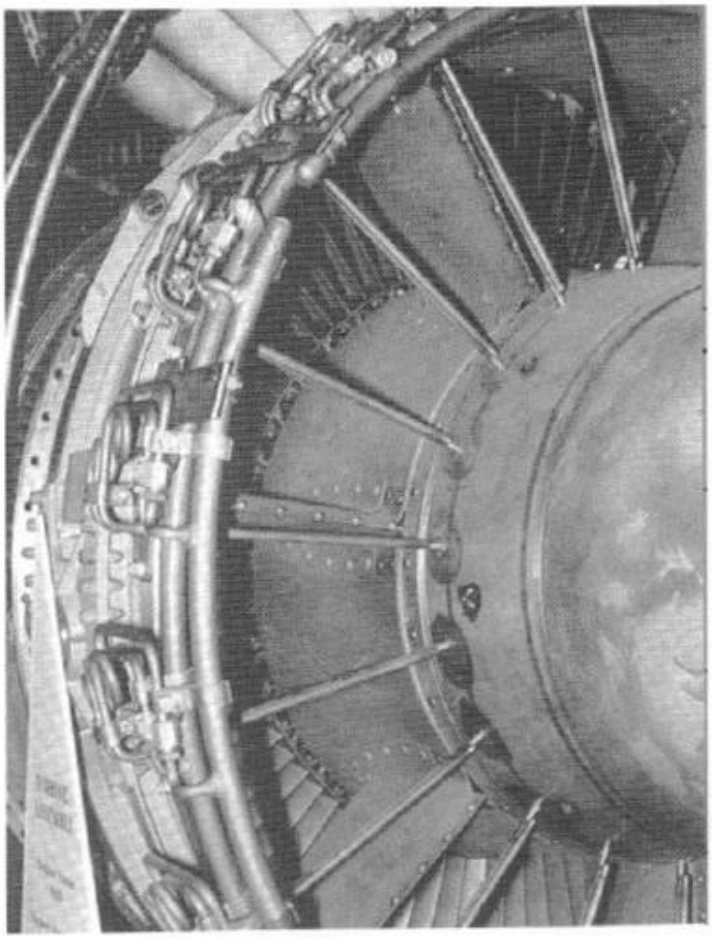
[1] Rear cone



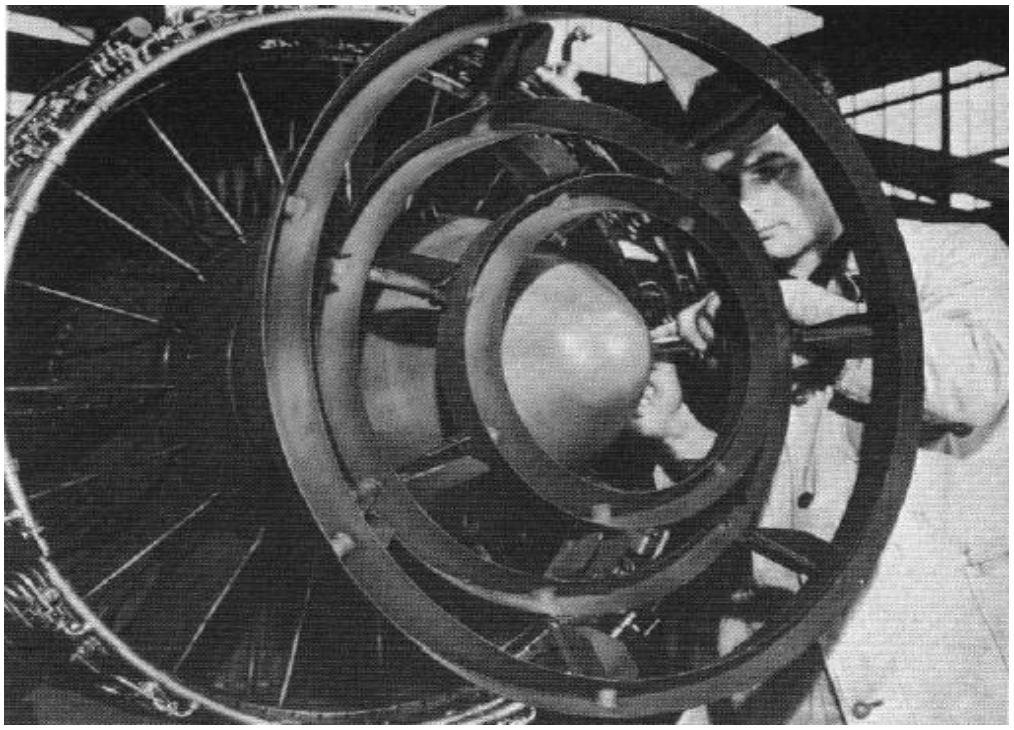
شکل ۴-۸ مجموعه ی پس سوز (General Electric J79)



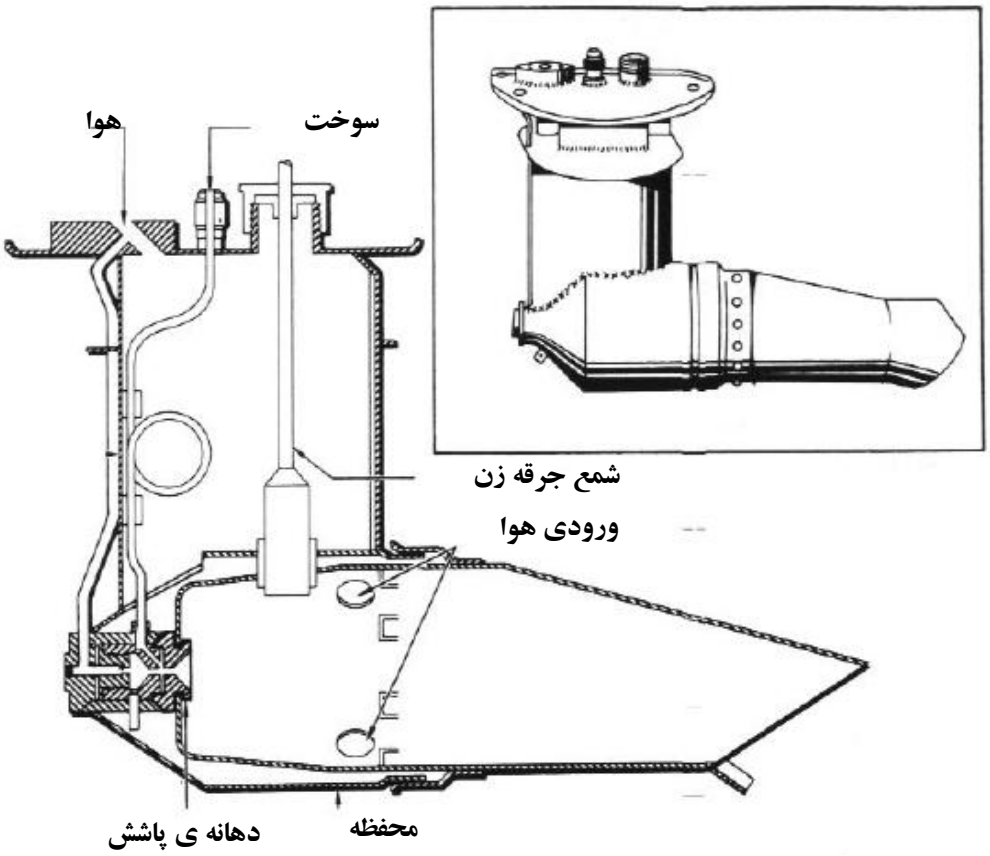
شکل ۵-۸ جریان بالای مشاهده شده ی پس سوز توربوجت J79 ، با دهانه ی دوم در جلوی عکس و کنار دهانه ی اصلی ، هر دو به صورت کامل باز هستند.



شکل ۶-۸ سیستم پاشش سوخت توربوجت General Electric J79.



شکل ۷-۸ شعله نگهدار نصب شده بر مخروط پشتی ، V – شکل بودن سطح مقطع حلقه های شعله نگهدار تا اطمینان بخشیدن جریان عکس برای پایدار کردن شعله



شکل ۸-۸ مشتعل کننده ی مشعل (General Electric J79)

روش های احتراق ، گوناگون است. در موتور های اولیه ، از احتراق تزریق داغ[1] ، توسط تزریق اضافه ی سوخت به داخل اتاق احتراق ، برای نفوذ میان توربین به سوی لوله ی پس سوز ، استفاده می شده است. هم چنان که عملکرد پره های توربین ، در دما های بالا محدود می باشد ، این روش می تواند تنها برای دوره های کوتاه ، مورد استفاده قرار گیرد.

روشی که بار ها می توان از آن برای روشن شدن پس سوز استفاده کرد ، توسط یک مشتعل کننده ی مشعل[2] می باشد ، که به طور دائم در حال احتراق می باشد ، حتی زمانی که پس سوز ، در حال کار می باشد (شکل ۸-۸). توسط این روش پس سوز به طور دائم آماده ی احتراق می باشد ، مستقل از ارتفاع و عدد ماخ.

استفاده از یک پس سوز ، نمی تواند صرفه ی اقتصادی داشته باشد. افزایش در احتراق سوخت ویژه ، بسیار سنگین تر از بهره در نیروی محوری می باشد. افت های دینامیکی سیال توسط شعله نگهدار و لوله های تزریق سوخت ، و هم چنین توسط مقاومت پوسته تحمیل می شود. حتی اگر جریان ، اصطکاک کمی داشته باشد ، گرما باعث افت فشار مطلق می شود.

با این وجود ، ملاحظه می شود ، که پس سوز تنها روش قابل استفاده ی دست یافتن به ارتفاع بالا و سرعت پرواز عدد ماخ بسیار بالا ، می باشد. پیشرفت های تازه تر ، قصد در نگهداری لوله ی بسیار کوتاه شعله را دارند.

۸.۲ تزریق آب (واتر انژکشن)

این روشی است که به صورت گسترده در هوانوردی غیر نظامی تا پس از دهه ی هفتاد به کار می رفت ، اما امروزه به تاریخ پیوسته است. ما می خواهیم نگاهی گذرا به قاعده ی اصلی آن بیاندازیم.

براساس قضیه ی اندازه حرکت ، نیروی محوری ، نه تنها وابسته به افزایش سرعت جریان هوا می باشد ، بلکه وابسته به دبی جرمی جریان نیز ، می باشد (فصل ۲). هم چنان که دبی جرمی جریان ، با چگالی جریان رابطه دارد (جرم = چگالی × حجم) ، گوناگونی ویژگی های هوا ، باعث افزایش نیروی محوری می شود.

براساس رابطه ی حالت گاز ایده آل:

$$\rho = \frac{p}{Rt}$$

[1] Hot shot ignition

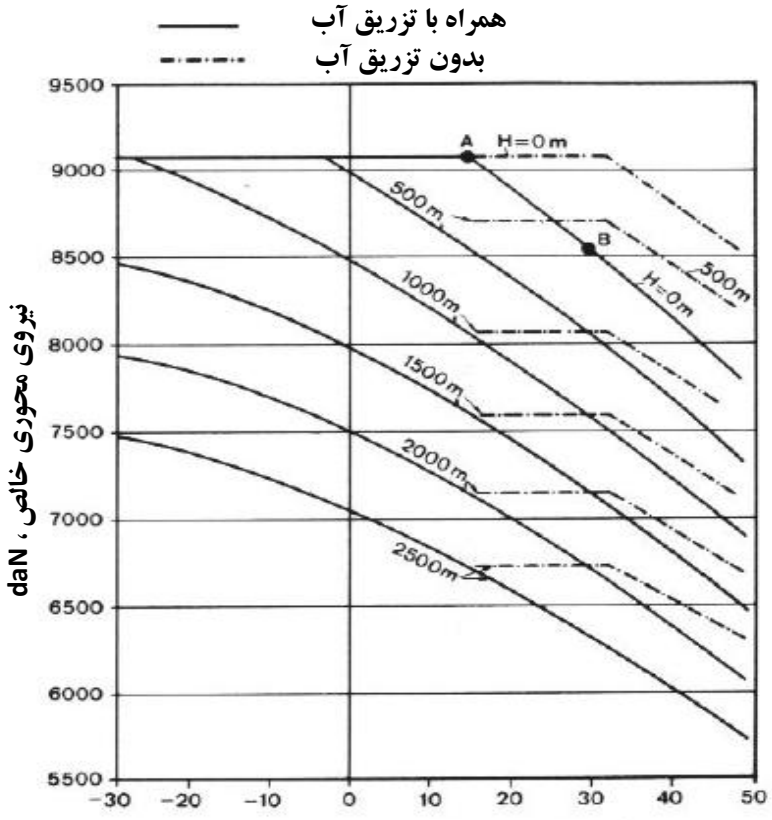
[2] Torch igniter

ρ چگالی ، t دمای استاتیکی ، p فشار استاتیکی ، R ثابت گاز ، چگالی با فشار ، افزایش ، اما با دما ، کاهش می یابد. شرح داده شد ، که چرا نیروی محوری در فرودگاه هایی که در ارتفاع بیش تری قرار دارند (فشار پایین) کم تر می باشد ، برای نمونه در آمریکای جنوبی ، یا در روز های گرم حتی در فرودگاه هایی که با دریا همسطح می باشند. سازندگان موتور ، با در نظر گرفتن این عوامل ، در داخل محاسبات ، به صورت دستی توسط خصوصیات نیروی محوری داده می شود ، همانند کار در محدوده ی دما (شکل ۹–۸). به طور جامع نمودار ها ، افت نیروی محوری را همراه با افزایش دما نشان می دهند. برای نمونه ، موتور Pratt & Whitney JT3D-5 که قدرت هواپیما های ترابری Boeing 707 و McDonnel Douglas DC-8 را فراهم می کند ، تولید نیروی محوری ۹۰۷۰ kgf (۲۰۰۰۰ lb) در سطح دریا و دمای ۱۵ درجه ی سیلیسیوس می کند (نقطه A) ، اما تنها ۸۵۵۰ kgf (۱۸۸۵۰ lb) در دمای ۳۰ درجه سیلیسیوس در فرودگاهی مشابه تولید می کند ، کسری ۶ درصد ، در غیر این صورت شرایط یکسان می باشد. در نتیجه ، هر یک از دو حرکت برخاستی ، مجبور به افزایش یا کاهش بار مفید هواپیما برای اصلاح کردن دمای نامساعد یا عوامل ارتفاع می شود.

حال برای روش تزریق آب برای افزایش نیروی محوری:

دمای جریان هوای موتور ، می تواند توسط تزریق آب ، جریان بالایی کمپرسور ، کاهش یابد. هم چنان که آب بخار می شود ، دما به دلیل چگالی کاهش می یابد ، بنابراین ، جرم افزایش می یابد ، که به طور مستقیم نیروی محوری اضافی را فراهم می کند ، به سبب افزایش دبی جریان.

تا پیش از موتور های با نسبت کنار گذاری بالا ، و میزان زیاد نیروی محوری برخاستی ، تزریق آب توسط پیشرفت تکنولوژی جایگزین شده بود. اما تشکیل یک بخش قابل توجه در پژوهش ، برای نیروی محوری بیش تر را ایجاد نمود.



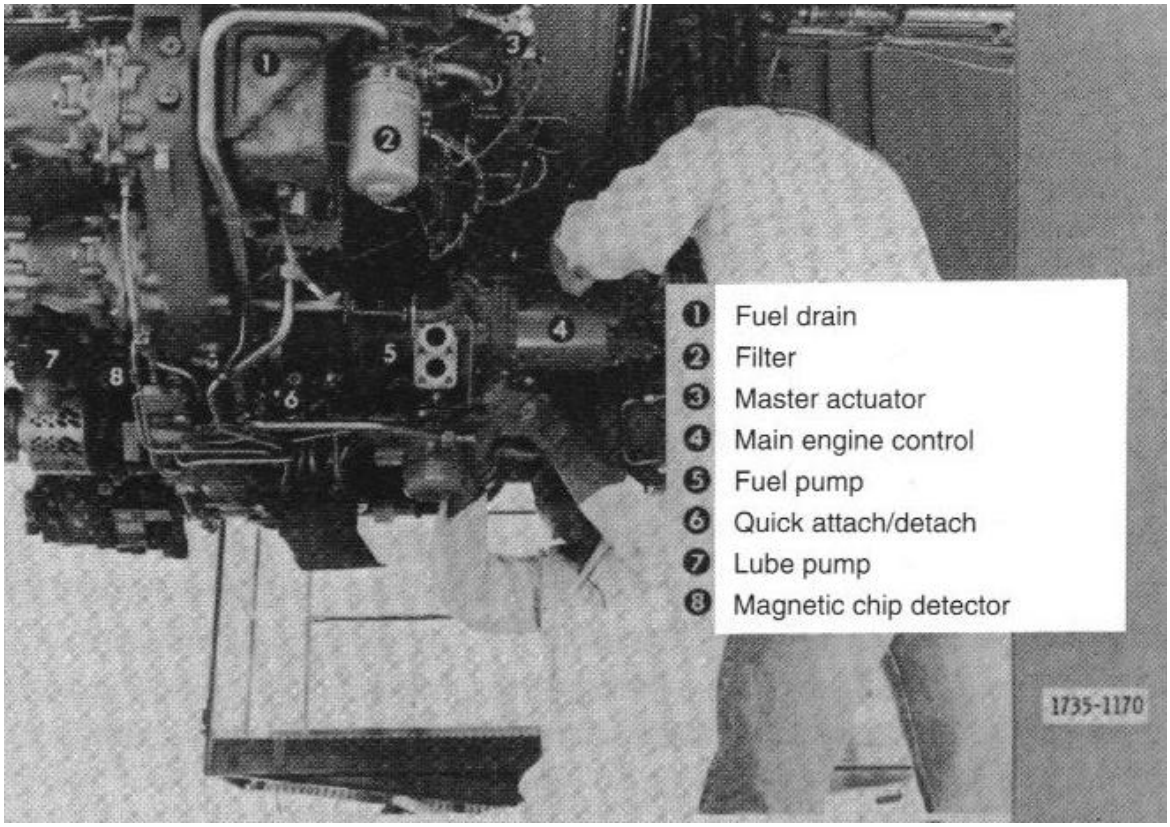
شکل ۹-۸ خصوصیات نیروی محوری استاتیکی ، کار مؤثر تزریق آب (Pratt & Whitney JT3D-5 ، نوعی از توربوفن با نسبت کنار گذاری پایین مورد استفاده برای هواپیمای ترابری دهه ی شصت)

فصل نهم

سیستم های موتور

لوازم جانبی و سیستم های موتور دستگاه های ضروری می باشند ، که باعث می شوند موتور راندمان مطلوب و شایسته ای داشته باشد. آن ها معمولاً در پیرامون موتور نصب می شوند ، و فضای بین محفظه ی موتور و گهواره موتور را تصاحب می کنند (شکل ۱-۹).

ما از موتور یک اتومبیل ، می دانیم که این موتور تنها درصورتی می تواند راندمان مناسبی داشته باشد که پمپ سوخت به صورت کافی سوخت رسانی کند ، کاربوراتور به خوبی تنظیم شده باشد و سیستم جرقه در زمان صحیح ، تولید جرقه کند. یک موتور توربین نیز با شباهت بسیار زیادی به موتور اتومبیل کار می کند ، البته با این التزام اضافی که اجزاء ، قابلیت اعتماد بالایی داشته باشند تا امنیت پرواز تضمین شود.



۱.	**گذرگاه سوخت**
۲.	**فیلتر**
۳.	**محرک اصلی (سیلندر پیستون عمل کننده اصلی)**
۴.	**کنترل اصلی موتور**

۵.	**پمپ سوخت**
۶.	**پیوست/جداسازی سریع**
۷.	**پمپ روغن**
۸	**ردیاب تراشه‌ی مغناطیسی**

شکل ۱-۹ لوازم جانبی (CF6 ژنرال الکتریک)

یک سیستم به عنوان یک نهاد یکپارچه ، تعریف می شود. نهادی که از بخش های گوناگون ساخته شده و این بخش ها با یکدیگر فعالیت می کنند تا وظیفه ی لازمه را انجام دهند. در یک موتور توربینی ، سیستم های عمده ی ذیل ضروری می باشند:

- سیستم سوخت
- سیستم روغن کاری
- سیستم استارتر (راه اندازی)
- سیستم الکتریکی
- سیستم درزگیر و خنک کننده هوا
- سیستم نمایش دهنده

علاوه بر این ها، بسته به نوع موتور و هواپیما ، سیستم های دیگر نیز ، می توانند نصب شوند. ازجمله:

- سیستم معکوس کننده ی نیروی محوری
- سیستم محافظت از آتش گیری
- سیستم ضدیخ

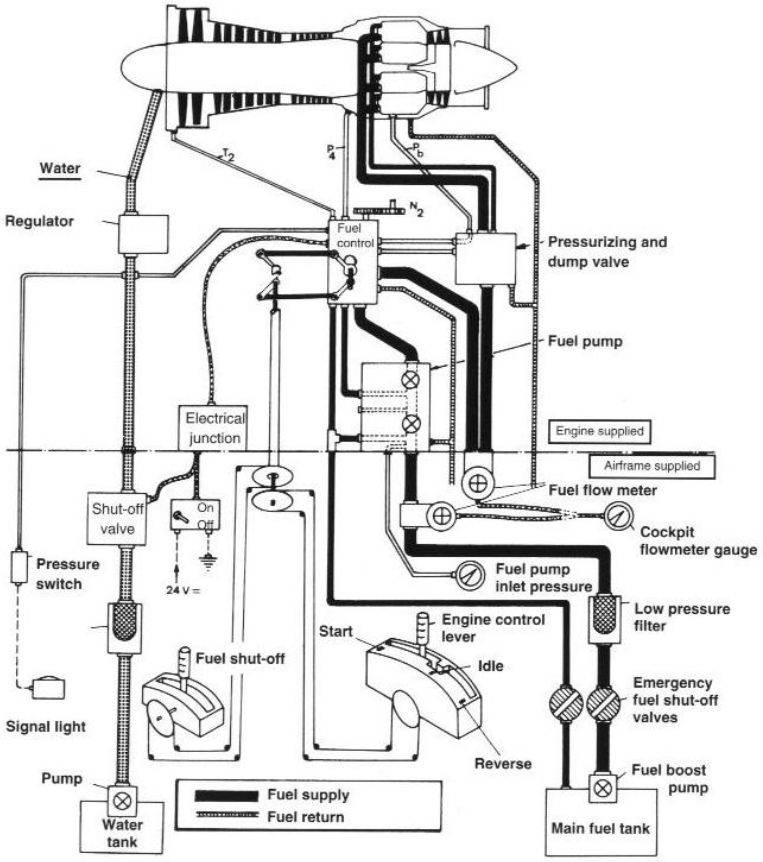
سیستم هایی که خصوصاً مربوط به هواپیما های سوپر سونیک می باشند ، عبارتند از:

- سیستم پس‌سوز سوخت
- سیستم کنترل مساحت دهانه
- سیستم کنترل ورودی هوا

۹.۱ سیستم سوخت

این وظیفه ی سیستم سوخت است تا مقدار مورد نیاز سوخت را برای موتور تأمین کند. این سیستم باید سوخت را به طور مناسب جهت احتراق پردازش کند ، و برای هرگونه شرایط عملیاتی از قبیل راه اندازی ، شتاب دهی ، پرواز های گشت زنی در ارتفاع ، صعود سریع به ارتفاع و غیره ، تأمین سوخت نماید.

به طور کلی، سیستم سوخت متشکل از ، یک سیستم تأمین سوخت ، یک سیستم کنترل سوخت ، و سوپاپ ها ، و لوله‌کشی مربوطه می باشد. بین اجزاء تعبیه شده در موتور ، و تعبیه شده در بدنه ی هواپیما ، سیستم سوخت ، تفاوت وجود دارد. بخش های تعبیه شده در بدنه ی هواپیما شامل مخزن های سوخت ، پمپ های سوخت و دستگاه هایی برای نشان دادن و فرمان دادن فعالیت موتور ، می باشند ؛ دستگاه هایی از قبیل اهرم های کنترل و تنظیم (شکل ۲-۹). بخش تعبیه شده در موتور ، سیستم کنترل سوخت ، شامل پمپ های سوخت، سیستم کنترل سوخت ، آتشخان و لوله کشی می باشد.



آب	Water
تنظیم‌کننده (رگولاتور)	Regulator
سوپاپ تنظیم فشار و تخلیه	Pressurizing and dump valve
کنترل سوخت	Fuel control
پمپ سوخت	Fuel pump
پیوندگاه الکتریکی	Electrical junction
تعبیه شده در موتور	Engine supplied
تعبیه شده در بدنه ی هواپیما	Airframe supplied
جریان سنج سوخت	Fuel flowmeter
سوپاپ مسدود کننده	Shut-off valve
گیج جریان سنج اتاق فرمان	Cockpit flowmeter gauge
فشار ورودی پمپ سوخت	Fuel pump inlet pressure
تغییر فشار	Pressure switch
فیلتر فشار پایین	Low pressure filter
اهرم کنترل موتور	Engine control lever
استارت	Start
هرز گردی	Idle
معکوس	Reverse
سوپاپ های مسدودکننده ی اضطراری سوخت	Emergency fuel shut-off valves
مسدودکننده‌ی سوخت	Fuel shut-off
چراغ هشدار	Signal light
پمپ تقویت سوخت	Fuel boost pump
مخزن اصلی سوخت	Main fuel tank
تأمین سوخت	Fuel supply
بازگشت سوخت	Fuel return
پمپ	Pump
مخزن آب	Water tank

شکل ۲-۹ سیستم سوخت موتور توربوفن دهه ی شصت (Pratt & Whitney JT3D)

سوخت توسط پمپ های مناسب از مخزن ها به موتور منتقل می شود. این پمپ ها توسط برق به حرکت در می آیند تا برای سیستم سوخت تعبیه شده در موتور ، جریان فشار پایینی از سوخت ، فراهم کنند. فشار سوخت در محدوده‌ی ۱ تا ۲.۵ بار (۱۴ تا ۳۵ psi) می باشد. سوخت در مسیرش به سمت موتور از فیلتر ، عبور داده می شود. جریان سوخت توسط یک جریان سنج سوخت ، اندازه‌گیری می شود ؛ و قرائت آن روی قسمت جلوی خلبان ، در اتاقک خلبانی ، نشان داده می شود.

بعد از این که سوخت ، به سیستم سوخت تعبیه شده در موتور ، پمپ می شود ، فشار ، افزایش قابل ملاحظه ای پیدا خواهد کرد. بالا بودن فشار سوخت ، برای به دست‌آوردن کیفیت مناسب پاشش سوخت از نازل های پاشش در محفظه ی سوخت ، ضروری است. فشار در دو مرحله افزایش می یابد:

یک پمپ سوخت فشار پایین ، فشار سوخت را تا ۷ بار (۱۰۰ psi) بالا می برد. پس از آن ، سوخت از طریق عبور از یک تبادلگر گرمای سوخت / هوا ، گرم می شود ، و مجدداً در یک فیلتر فشار بالا ، تصفیه می شود. در مرحله ی دوم ، فشار به ۸۰ بار (۱۱۴۰ psi) افزایش داده می شود. سپس سوخت در جایی که عمل توزیع به محفظه های سوخت انجام می گردد ، به واحد کنترل سوخت ، پمپ می شود.

۹.۱.۱ پمپ های سوخت

تأمین سوخت از مخزن های سوخت بال ، توسط پمپ های فشار پایین ، انجام می شود که توسط الکتریسیته فعالیت می کنند و با سرعت های چرخشی بالایی عمل می کنند. عملکرد چنین پمپ هایی مانند یک کمپرسور شعاعی است ، و به عنوان پمپ شناور[۱] کار می کنند.

در سیستم سوخت تعبیه شده در موتور ، دو نوع پمپ برای تأمین جریان سوخت فشار بالا ، مورد استفاده قرار می گیرد: پمپ های پیستون محوری سوخت[۲] ، برای فشار بسیار بالا ، و پمپ های دنده مانند سوخت[۳] ، برای فشار پایین.

پمپ های پیستون محوری سوخت

در بخش فشار بالای سیستم سوخت ، از پمپ های سوخت پیستونی ، مورد استفاده می شود. این پمپ ها حرکت چرخشی یک محور درونی را ، به حرکت محوری رفت و برگشتی پیستون ها ، تبدیل می کنند (شکل ۳-۹).

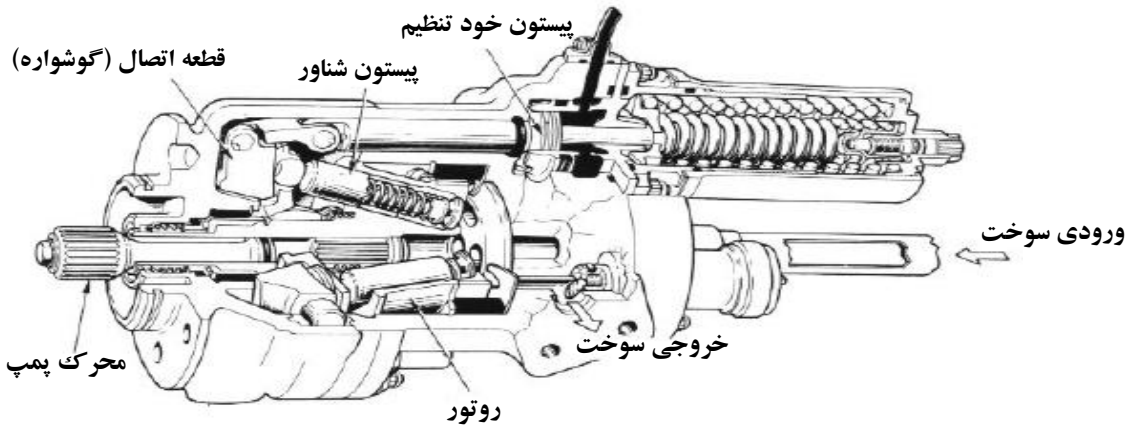
---

[۱] Immersion pump

[۲] Axial piston fuel pumps

[۳] Gear – type fuel pumps

نیروی مورد نیاز برای به فعالیت درآوردن پمپ ، مستقیماً از موتور و از طریق جعبه دنده‌ی جانبی ، تأمین می شود. مقدار سوخت پمپ شده بستگی به rpm موتور و کورس پیستون دارد. مقادیر معمولی در محدوده‌ی ۴۰۰ تا ۸۰۰۰ لیتر در ساعت (۱۰۵ تا ۲۱۳۰ ساعت / گالن) در بیشینه فشار ۱۴۰ بار (۱۹۶۰ psi) می باشد. نیروی مورد نیاز برای به حرکت درآوردن پمپ تا سقف ۸۰ اسب بخار است.



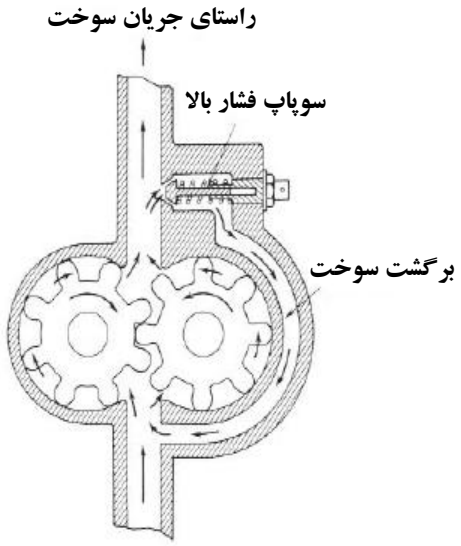
شکل ۳-۹ پمپ سوخت پیستون شناور ، برای فشار بسیار بالا

حرکت رفت و برگشتی معمولاً ازطریق چرخش یک صفحه ی دندانه دار نوک‌تیز ، انجام می شود. با چرخش صفحه ، پیستون ها حرکت رفت و برگشتی می روند. وقتی پیستون ها از درگاه های مدخل دور می شوند سوخت را به داخل می کشند ، و وقتی توسط صفحه ی دندانه دار نوک تیز به جلو رانده می شوند ، سوخت را با فشار خارج می کنند. طول کورس پیستون با زاویه‌ی شیب صفحه ی دندانه دار که توسط یک پیستون خود تنظیم ، کنترل می شود ، تفاوت پیدا می کند ؛ برای داشتن بیش ترین کورس پیستون ها از فنر هایی استفاده می شود. این پیستون ، زیر فشار خود تنظیم در سمت فنر ، و فشار توزیع پمپ ، در سمت دیگر می باشد. اختلاف و دگرگونی در تعادل فشار باعث حرکت پیستون خود تنظیم می شود ؛ بدین ترتیب زاویه ی شیب صفحه ی دندانه دار تغییر می پذیرد ، و بنابر این پمپ حرکت می کند.

پمپ های دنده ای

پمپ های دنده – روی – دنده ، شامل دو چرخدنده می باشند ، که معمولاً اندازه ی یکسانی دارند و درون یک محفظه با یکدیگر درگیرند (شکل ۴-۹). چرخش چرخدنده ی محرک باعث به چرخش درآمدن چرخدنده ی دوم می شود. سوخت در فضای بین دندانه ها منتقل می شود. یک سوپاپ امنیت نیز وجود دارد تا، چنان چه فشار توزیع از محدوده ی بار فنر ، بالا تر رود ، به سوخت اضافی اجازه بدهد که برگردد.

مزیت پمپ های چرخدنده وزن پایین و سرعت توزیع بالای‌شان می باشد. پمپ های چرخدنده در سیستم سوخت تعبیه شده در موتور مورد استفاده قرار می گیرند.



شکل ۴-۹ پمپ سوخت چرخدنده ای

۹.۱.۲ واحد کنترل سوخت

کار کنترل موتور توسط تغییر جریان سوخت در نازل های پاشش حاصل می شود. برای به دست آوردن نیروی محوری افزایش یافته ، ابتدا فشار سوخت بالا برده می شود ، طوری که سوخت بیش تری تزریق شود. این کار باعث افزایش دمای گاز می شود که خود نیز موجب افزایش شتاب گاز ، در بخش توربین می گردد. رویداد بعدی که اتفاق می افتد ، افزایش سرعت توربین است که دبی جریان حجم موتور را افزایش می دهد ، و بدین ترتیب نیروی محوری تولید شده بیش تر می گردد.

رابطه‌ی وابستگی سوخت تزریق شده و نیروی تولید شده توسط شرایط جوی ، خصوصاً تغییرات در دما و فشار ، پیچیده و بغرنج می شود. هر دو این موارد به تغییر و دگرگونی در غلظت منجر می شوند که تأثیر مستقیمی روی نیروی محوری تولید شده موتور ، دارد.

این وظیفه ی واحد کنترل سوخت است که ، در تمام شرایط جوی ، سوخت را به شکلی که برای احتراق مناسب باشد به موتور برساند ؛ طوری که سطح از پیش انتخاب شده ای از نیروی محوری بتواند حفظ شود.

این با موتور اتومبیل متفاوت است. در موتور اتومبیل راننده مستقیماً ، ازطریق پدال کنترل بنزین ، نیروی موتور را کنترل می کند. در یک موتور توربینی ، خلبان به طور غیر مستقیم و از طریق یک اهرم کنترل ، که

مانند یک سیگنال ، به واحد کنترل سوخت ، عمل می کند ، نیروی محوری موتور را تحت فرمان خود می برد. پس از آن ، سیستم کنترل سوخت ، جریان سوخت مورد نیاز را محاسبه می کند ؛ پارامتر های مهم گوناگونی را مد نظر قرار می دهد ، و طوری جریان سوخت ، به موتور را تنظیم می کند که نه حرارت بیش از حد و نه ازکار افتادگی موتور اتفاق بیافتد. برای این که واحد کنترل سوخت قادر باشد این محاسبه را انجام دهد ، به اطلاعات بیش تری نیاز دارد ؛ که ممکن است شامل لیست پارامتر های ورودی ذیل باشد:

۱. اهرم کنترل ، به عنوان ورودی از سمت خلبان
۲. متغیرهای حالت از خروجی ورودی جریان هوا (دمای ورودی کمپرسور t_t، فشار ورودی کمپرسور p_t)
۳. سرعت چرخش تمام روتور ها
۴. نرخ تغییر سرعت چرخشی

(توجه داشته باشید: برای جلوگیری از رسیدن به تشدید کمپرسور ، شتاب دهی موتور باید مطابق با دستورالعملی باشد که تولید کننده موتور ، ارائه می دهد ، که باید جدا از حرکت های اهرم نیرو توسط خلبان مد نظر قرار بگیرد.)

۵. فشار خروجی کمپرسور از کمپرسور فشار بالا
۶. نسبت فشار موتور (EPR) (یعنی p_{t7}/p_{t2})
۷. فشار آتشخان
۸. دمای مدخل توربین (TIT[۱]) از توربین فشار بالا، یا متناوب:
دمای گاز خروجی (EGT[۲])

(توجه داشته باشید: اگر چه پوشش پره ، تأثیر زیادی از دمای مدخل توربین می پذیرد ، اما آسان تر این است که دمای گاز خروجی ، که با TIT درارتباط می باشد، را محاسبه کنیم.)

واحد های کنترل سوخت کلاسیک (قدیمی) ، دستگاه های هیدرومکانیکی هستند. واحد های امروزی واحد های کنترل الکتریکی دیجیتال با اختیار تام (FADEC[۳]) می باشند ؛ که وظایف کنترلی متعددی را انجام می دهند.

کنترل موتور ، نیازمند انتخاب یک پارامتر اساسی کنترل می باشد. در موتور های امروزی نسبت کنار گذاری بالا همچون CF6 ، سرعت چرخش کمپرسور فشار بالا (N_2) انتخاب ارجح می باشد.

---

[۱] Turbine inlet temperature

[۲] Exhaust gas temperature

[۳] Full authority digital electric control

کنترل موتور ازطریق ثابت نگه داشتن سرعت N_2 در یک اهرم کنترل سوخت انتخاب شده (روتور فشار بالا) و صرف نظر از شرایط در حال تغییر پیرامون ، انجام می شود. کنترل روتور فشار پایین (شامل فن ، کمپرسور فشار پایین و توربین فشار پایین) از طریق کوپلینگ آیرودینامیک به روتور فشار بالا می باشد.

مزایای استفاده از پارامتر N_2 برای کنترل عبارتند از:

- سرعت چرخشی به آسانی می تواند اندازه‌گیری شود.
- اندازه‌گیری ، از ارتفاع هواپیما یا شرایط فعالیت موتور مستقل می باشد.
- دقت اندازه‌گیری خوب است.
- سرعت چرخشی شاخص (اندیکاتور) خوبی برای نیروی محوری می باشد (که خودش نمی تواند در پرواز اندازه گیری شود).

پارامتر اساسی کنترل در موتور هایی که نسبت کنار گذاری پایینی دارند (و موتور های جت اصیل ابتدایی) ، نسبت فشار موتور (مطلق) p_{t9} / p_{t2} می باشد (که معمولاً با علامت اختصاری EPR نشان داده می شود). این پارامتر شاخص قابل اعتمادی برای نیروی محوری نیز می باشد ، که می تواند به عنوان محصولی از فشار و بخش سطح مقطع مد نظر قرار بگیرد. اشکال بزرگ عمده ی استفاده از پارامتر EPR این است که فشار ها نمی توانند به دقیقی سرعت چرخش ، اندازه‌گیری شوند.

اگرچه روش EPR به طور اصولی در موتور های نسبت کنار گذاری بالا قابل کاربرد است ، اما حقیقت این است که در این موتور ها خیلی پیچیده تر می باشد ؛ زیرا هردو نیروی فن و جریان های هسته ی موتور باید جداگانه محاسبه شوند.

تجربه ی فعالیت خطوط هواپیمایی زمینه را برای فرمول بندی نیاز های سیستم کنترل امروزی ، فراهم ساخت. چنین واحد کنترل پیشرفته ای باید ، علاوه بر تأمین کنترل موتور ، یک رایانه ی مرکزی نیز در خود ، جای بدهد که قادر باشد وظایف ذیل را انجام دهد:

۱. اجرای حالت های کنترل قدرت ، حداقل برای موارد حیاتی و بسیار مهم ازقبیل برخاستن ، بالا ترین اوج‌گیری ، بیش ترین گشت زنی.
۲. هماهنگ کردن نیروی محوری موتور در هواپیمای چندموتوره ؛ بدین‌صورت که نیروی تک تک موتور ها ، مستقل از سرعت پرواز ، ارتفاع و ارتفاع هواپیما ، نباید بیش‌از ۰.۲٪± با متوسط از پیش انتخاب شده ، متفاوت باشد.

۳. به سرعت چرخشی ثابت موتور و به سرعت پرواز ثابت اجازه می دهد ، تا با تصمیم خلبان به عنوان پارامتر اصلی کنترل ، انتخاب شود.

۴. ساختار قطعه قطعه ای داشته باشد تا تعویض اجزاء معیوب آن ، یا کل واحد ، آسان شود ؛ و در کم تر از یک ساعت این کار انجام شود.

۵. پس از بازکردن پوشش موتور هواپیما ، دسترسی آسان باشد.

برای خود وظیفه ی کنترل ، نیاز های ذیل مقرر شده‌اند:

الف) تسریع بخشیدن به موتور از نیروی هرزگرد پرواز به نیروی محوری بیشینه برخاست در کم تر از ۵ ثانیه و در سرعت پرواز معادل ۲۷۰km/h (۱۴۵ knot). این مورد برای وضعیت های دور زدن یا فرود اضطراری ، اهمیت دارد.

ب) زمان بین نیروی محوری بیشینه برخاست تا بیشینه معکوس در کم تر از ۶ ثانیه ، که برای برخاست های لغو شده مهم است.

پ) زمان بین نیروی هرزگرد پرواز تا بیشینه معکوس در کم تر از ۵ ثانیه ، که به روال فعالیت روزانه مربوط می شود.

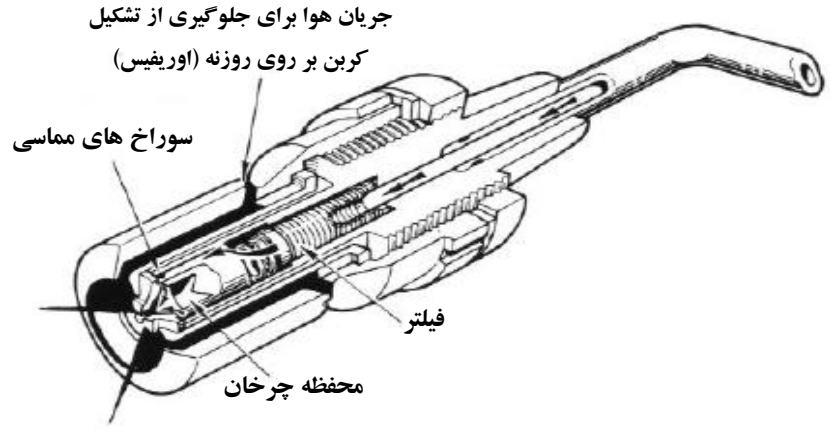
این نیاز ها در دهه ی هفتاد برای واحد کنترل آینده مقرر شدند. امروزه ، با کنترل الکتریکی دیجیتال تام اختیار (FADEC) ، که روال عادی موتور های مدرن می باشد ، این نیاز ها براورده شده اند.

۹.۱.۳ نازل های پاشش

در انتهای زنجیره ی راندمان سیستم سوخت ، نازل های پاشش (آتشخان ها) قرار دارند که وظیفه شان پردازش سوخت می باشد ، طوری‌که احتراق مفید و کارامد حاصل شود. یکی از پیش نیاز های داشتن ترکیب همگن هوا / سوخت برای احتراق ، تبخیر سوخت می باشد ؛ که به دنبال آن ترکیب قوی بخار سوخت با جریان هوای کمپرسور انجام می شود. طول محفظه ی احتراق توسط این فرایند مشخص می گردد.

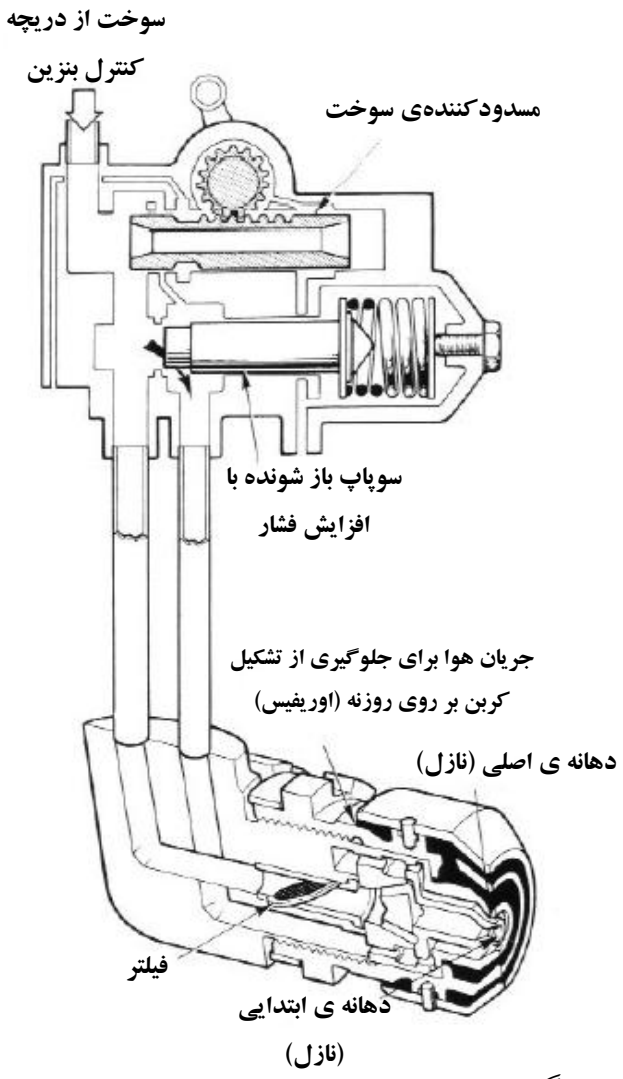
به طور اصولی ، تبخیر توسط عبور سوخت از یک محفظه ی چرخشی ، انجام می شود ؛ محفظه ای که درآن سوراخ هایی به طور مماس مرتب شده اند و به ذرات سوخت ، چرخش می دهند. سپس این ذرات نه تنها در مسیری محوری بلکه به صورت افقی از نازل پاشش خارج می شوند ؛ و هنگام خروج اثر نیرو های گریز از مرکز حاصل از چرخش دارند که باعث می شود مخروط پاشش معمولی ، شکل دهند.

این روش اولین بار در محفظه های ساده آتشخان در موتور های جت اولیه مورد استفاده قرار گرفت (شکل ۵-۹). عملکرد این روش در دبی جریان سوخت بالا و فشار بالا رضایت بخش بود. لیکن در فشار سوخت پایین و در ارتفاعات بالا که موتور با قدرت پایین فعالیت می کرد ، شکل مخروط اسپری (پاشش) برای احتراق کارامد و باکفایت سوخت مناسب نبود. دلیل این امر ، آن بود که دبی جریان سوخت با مربع کردن (توان ۲) فشار سوخت ، افزایش پیدا می کند. بنابراین ، بهینه سازی نازل های پاشش برای جریان سوخت فشار پایین ، نیازمند فشار عظیم سوخت برای دبی های بالای جریان سوخت بود ؛ که در آن سال های اولیه نمی توانست از طریق تکنولوژی پمپ تأمین شود.



شکل ۵-۹ محفظه ی سوخت ساده (آتشخان)

یک عملکرد رضایت بخش‌تر توسط محفظه ی سوخت دوگانه به دست می آید که دارای دو تغذیه ی سوخت مجزا و خروجی های دهانه دوگانه ی تفکیک شده می باشد (شکل ۶-۹). وقتی فشار سوخت ، پایین است سوخت تنها از دهانه اصلی کوچک تر خارج می شود ؛ که بدین ترتیب ، طی جفت شدگی بهتر فشار سوخت پایین و اندازه ی روزنه ، تبخیر خوبی میسر می شود. با افزایش فشار سوخت ، یک سوپاپ فشار به طور تصاعدی ، سوخت را به خط اصلی تأمین سوخت می رساند و نتیجه ی آن شکل گیری مخروط اسپری در عرض یک ثانیه است ؛ که پس از آن از دهانه اصلی خارج می گردد.



شکل ۶-۹ محفظه ی سوخت دوگانه

۹.۱.۴ سوخت های موتور جت

برخلاف یک موتور پیستون پیشرفته و پرکاربرد که اگر با سوخت اکتان - پایین تغذیه شود عملکرد خوبی ندارد، یک موتور توربین گاز ، نسبت به کیفیت سوخت ، بسیار مدارا تر می باشد. لیکن سوخت ها باید با نیاز های محض مطابقت داشته باشند تا راندمان بهینه ی موتور ، حاصل شود.

در نگاهی به محدوده ی وسیع فعالیت هواپیما ، از شرایط محیطی عادی زمان برخاست گرفته تا رسیدن به فشار جوی و دمای پایین در ارتفاعات گشت‌زنی ، نیاز های سوخت به عنوان مثال عبارتند از:

- میزان گرمازایی باید بالا باشد
- عمل احتراق باید در تمام شرایط کارامد باشد

- استارت موتور و دوباره جرقه زنی[1](ریلایت) هنگام پرواز باید به آسانی انجام پذیر باشد
- محصولات سوخت و احتراق نباید باعث زوال و نابودی بالاتر از حد اعتدال موتور شود
- سوخت باید برای بخش های متحرک درون سیستم سوخت ، همچون پمپ های سوخت ، خاصیت روغن‌کاری کافی داشته باشد
- استفاده ، ذخیره و پمپ سوخت باید آسان باشد، خصوصاً در دما های پایین فرودگاه

استفاده آسان از سوخت بستگی به ویسکوزیته ، که یکی از راندمان های دما می باشد ، دارد. لازم است سوخت به اندازه ی کافی رقیق باشد تا به آسانی به مخزن های سوخت هواپیما پمپ شود. ازآن جایی‌که همیشه قدری آب در سوخت وجود دارد ، در دما های پایین بلور های یخ شکل خواهند گرفت و ممکن است فیلتر ها ، و خطوط سوخت ، را مسدود نمایند. به عنوان احتیاط می توان سوخت را گرما دهی کرد ، یا با افزودنی ها ، ترکیب نمود.

برای آسانی شروع به کار موتور ، باید بعد از این که موتور توسط استارتر به سرعت جرقه ارتقاء می یابد ، جرقه ی مثبت مخلوط هوا / سوخت مهیا باشد. آماده بودن سوخت برای جرقه و احتراق دو برابر به کیفیت سوخت وابسته است: اول ، خاصیت (فرار) بخار شدگی آن (تبخیر) خصوصاً در دما های پایین ؛ و دوم ، درجه‌ی تبخیر آن (اندازه‌ی ذرات سیال) که به ویسکوزیته سوخت ، فشار سوخت ، و طراحی نازل پاشش ، بستگی دارد.

ارزش گرمایی[2] ، محتوای گرمای سوخت ، که طی احتراق کامل آزاد خواهد شد را مشخص می نماید. در سیستم واحد های بین‌المللی ، این مقدار با عبارت کیلو ژول بر کیلوگرم جرم سوخت (kJ/kg) داده می شود.

بین ارزش گرمایی کل و ناخالص ، تفاوت وجود دارد. ارزش گرمای ناخالص[3] سوخت به طور اضافی شامل گرمای (نهفته ی) تبخیر آبی که موقع سوختن هیدروکربن ها شکل می گیرد ، نیز می شود. گرمای تبخیر ۱ kg آب در دمای ۲۰^{o}C برابر با ۲۴۵۰ kJ می باشد (این مقدار گرما به خاطر تبخیر اجتناب ناپذیر آب ، از دست خواهد رفت).

کسر کردن اتلاف معلول تبخیر آب ، مقدار ارزش گرمایی کل را به ما می دهد. این مقدار معمولاً برای محاسبات مورد استفاده قرار می گیرد. مقدار ارزش گرمایی کل سوخت های درجه عادی توربین برابر است با:

---

[1] Relight

[2] Calorific value

[3] Gross calorific value

$$H_n = 42000\ kJ/kg$$

در سیستم واحد های بریتانیا ، مقدار ارزش گرمایی در واحد های گرمایی بریتانیایی (BTU) داده می شود که به یک پوند از وزن سوخت ارجاع داده می شود (BTU/lb). به طور تناوبی ، مقدار ارزش گرمایی ، گاهی اوقات به یک گالن بزرگ[۱] ارجاع داده می شود (BTU/Imp Gal).

با استفاده از رابطه

۱ واحد گرمایی بریتانیایی = ۱۰۵۵ ژول

می توان مقدار ارزش گرمایی کل را به آسانی در سیستم واحد های بریتانیایی پیدا نمود:

$$H_n = 42000\ \frac{kJ}{kg} \times 1\ \frac{BTU}{1.055\ kJ} \times 0.4536\ \frac{kg}{1\ lb} = 18057\ \frac{BTU}{lb}$$

مقدار سوخت مورد نیاز برای میزان داده شده ای از گرمای آزاد شده ، چنان چه مقدار ارزش گرمایی ، بالا باشد ، کم تر خواهد بود. بنابراین مقدار ارزش گرمایی سوخت ، مستقیماً شعاع عمل هواپیما را تحت تأثیر قرار می دهد.

اثر خوردگی ، و محصولات احتراق سوخت ، به محتوای سولفوریک آن بستگی دارد. با سوختن سولفور ، دی اکسید SO_2 شکل می گیرد ، که سپس با آب ترکیب می شود تا اسید سلوفوریک واکنشگر را تشکیل دهد. ازآن جایی‌که سولفور ، یک بخش ذاتی در هر سوخت هیدروکربنی می باشد و نمی توان آن را کامل حذف کرد ، بیش ترین محتوای مجاز آن نباید از ۰.۴٪ بیش تر باشد.

اگر آب در مخزن های سوخت وجود داشته باشد ، می توان آن را برطرف کرد. لیکن ازآن جایی‌که سوخت ، رطوبت را از هوا جذب می کند ، این آب (منظور همان رطوبت است) نمی تواند حذف شود.

نیاز ها مختلف سوخت های موتور جت زمینه را برای استاندارد های معمولی سوخت برای هوانوردی نظامی و غیرنظامی فراهم نموده است ؛ برای مثال سوخت های نوع نفت سفید (JET A-1، JP-5، JP-6 و JP7) و سوخت های وایدکات[۲].

[۱] Imperial gallon: گالن پادشاهی برابر با ۵۴۳۶.۴ لیتر

[۲] Wide-cut: درگیر شدن یا تولید شدن توسط تقطیر جزء به جزء در دمایی نامحدود

سوخت های موتور توربین ، محصولات پالایشگاه هستند که از نفت خام گرفته می شوند ؛ که عمدتاً از حیث نقطه ی انجماد ، نقطه ی تبخیر و نقطه ی سوخت با یکدیگر متفاوت اند. برای مثال ، نقطه ی تبخیر پایین برای هواپیمای نظامی پیشرفته و پرکاربرد که به سرعت به ارتفاع می رود ، مورد نیاز است ، لیکن نباید از اتلاف سوخت حاصل از تبخیر فشار پایین محیطی رنج ببرد. برای این هواپیما ها ، استاندارد سوخت JP-4 مشخص شده است. فعالیت هواپیما ، در حامل های هواپیما از سوخت استاندارد JP-5 استفاده می کند که نقطه ی سوخت بالا تر $۶۰^{o}C$ را فراهم می سازد.

ازآن جایی‌که سرعت های هواپیما به عدد ماخ سوپر سونیک بالا ارتقاء پیدا کرد ، سوخت هایی مورد نیاز بود که از لحاظ گرمایی ثابت ، باشند. این یعنی سوخت هایی که قابلیت جذب گرما داشته باشند و در مبادله کننده ی گرما یا دهانه های سوخت رسوب های کربن ، تولید نکنند. این خاصیت خصوصاً در جایی اهمیت دارد که سوخت برای خنک کردن بخش های تعبیه شده در بدنه ی هواپیما مورد استفاده قرار می گیرد ؛ این بخش ها به خاطر تماس سطحشان ، گرم می شوند. مثالی از این مورد ، هواپیمای اکتشافی سرعت بالای SR-71 می باشد. برای چنین هواپیمایی استاندارد های سوخت JP-6 و LP-7 استفاده و مورد توسعه قرار گرفت.

در هوانوردی غیرنظامی سوخت JET A-1 استفاده می شود که نقطه ی انجماد منفی $۵۰^{o}C$ دارد. این ویژگی خصوصاً برای هواپیما های مسافربری طولانی مسی ساب سونیک بالا در پرواز های روی اقیانوس اطلس مورد استفاده و توسعه قرار گرفت.

۹.۲ سیستم روغن‌کاری

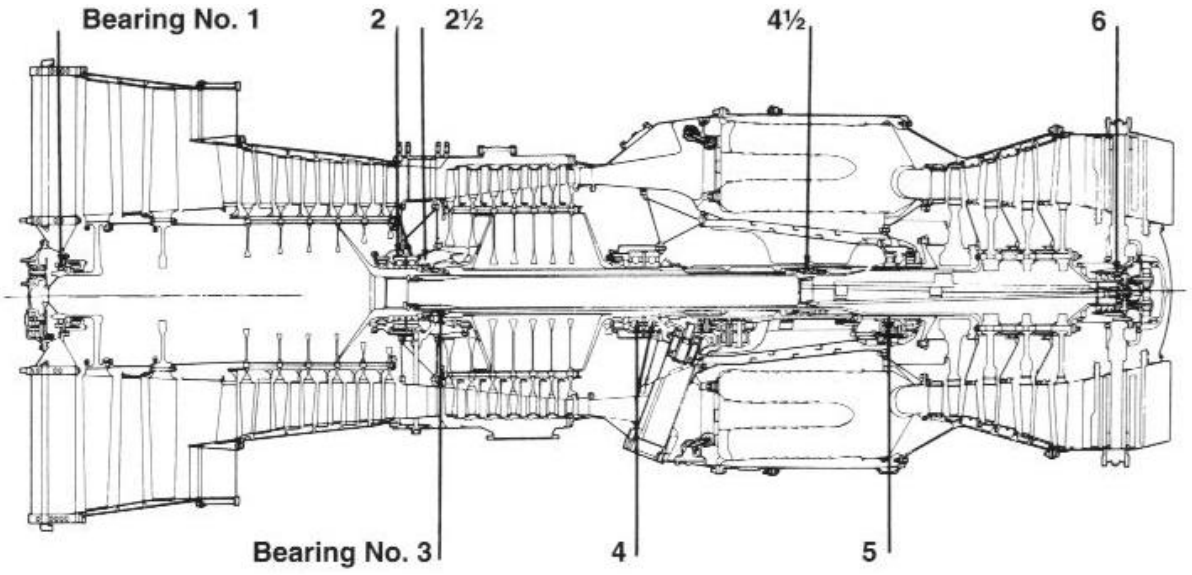
اجزاء چرخان یک موتور توربین نیازمند تعدادی یاتاقان می باشند که باید به صورت مطمئن روغن‌کاری شود (شکل ۷-۹). یاتاقان ها از هر دونوع غلتشی و رولر هستند. یاتاقان های رولر (رولر بیرینگ) قادرند به تنهایی نیرو های شعاعی را تحمل کنند ، در حالی که یاتاقان های غلتشی (بال بیرینگ) هر دو نوع نیرو های شعاعی و طولی را حمل می کنند. وقتی یاتاقان زیر بار می باشد ، دمای آن افزایش پیدا می کند ، و ممکن است ذرات میکروسکوپی فلز از سطوح یاتاقان جدا شود.

روغن در یک موتور توربینی ، اهداف متعددی را براورده می کند: روان‌کردن و خنک‌کردن یاتاقان ها ، و شستن و دفع کردن ذرات فلز. سیستم روغن کاری که در اکثر موارد به صورت سیستم درای سامپ[۱] طراحی شده است ، معمولاً شامل چهار زیر مجموعه می باشد:

- رساندن روغن موتور

[۱] Dry sump: نوعی سیستم روغن کاری

- تمیزکاری روغن
- تنظیم فشار درزگیر روغن
- مخزن تهویه



شکل ۷-۹ یاتاقان های غلتشی و رولر که باید روغن‌کاری شوند (جای یاتاقان در موتور Pratt & Whitney JT3D)

رساندن روغن موتور

زیر مجموعه رساندن روغن شامل مخزن روغن ، پمپ روغن و تمیزکننده ، دهانه های تخلیه ی روغن و لوله‌کشی رساندن روغن مربوطه می باشد. در موتور های امروزی ، همچون CF6 ژنرال الکتریک ، پمپ های روغن و تمیزکننده واحد های فشرده ای شکل می دهند که روی جعبه دنده‌ی حرکت دهنده ی جانبی نصب می شود (شکل ۱-۹). این پمپ ها منحصراً از نوع چرخدنده می باشند (شکل ۴-۹).

روغن فشار بالا ، قبل از این که از واحد پمپ خارج شود ، درون یک فیلتر رانده می شود. در طول استارت سرد (شروع به کار در زمان سرما) ، روغن به سمت یک سوپاپ کنار گذاری فیلتر ، فرستاده می شود تا اجازه داده شود که در دما های پایین ویسکوزیته بیش تری داشته باشد. سپس روغنی که پمپ را ترک می کند ، به سمت خطوط رساندن روغن مسیر دهی ، می شود تا از دهانه های تخلیه ، خارج شود. این دهانه ها در بخش های یاتاقان محور اصلی ، جعبه دنده ی (گیربکس) جانبی و دیگر بخش های موتور ، که روغن کاری در آن ها بسیار مهم و حیاتی می باشد ، تعبیه شده است.

مخزن روغن به طور انعطاف‌پذیر ، نصب می شود تا تأثیرات لرزش را کم کند. این واحد به آسانی می تواند برداشته شود ، یا برای تمیزکاری از هم باز شود. جنس مخزن روغن ، به عنوان تدبیری برای جلوگیری از آتش‌سوزی ، روکش سیلیکون می باشد.

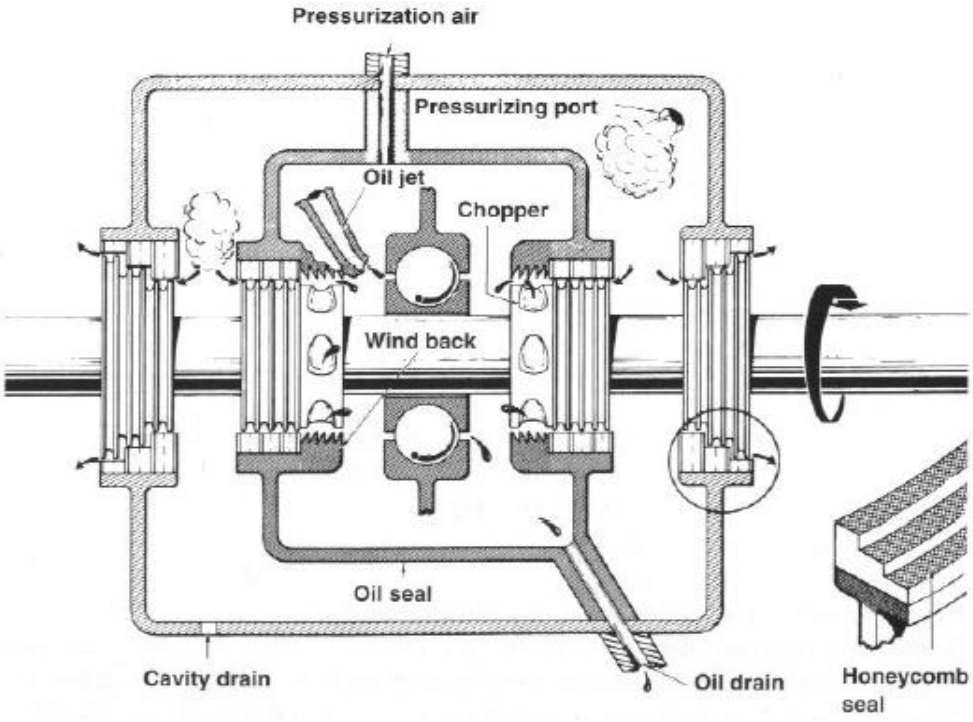
مجرای جدایی ناپذیر و پمپ تمیزکاری ، برای اطمینان بیش تر و آسانی نگهداری ، در محیطی خنک و قابل دسترسی تعبیه می شود. سوپاپ های معاینه در پمپ امکان برداشتن بخش اصلی فیلتر ، بدون اتلاف روغن ، را فراهم می سازد.

سیستم تمیزکاری روغن

سیستم تمیزکاری روغن ، شامل بخش تمیزکاری روغن جدایی ناپذیر و پمپ تمیزکاری ، یک فیلتر تمیزکننده ی روغن ، یک مبادله‌کننده ی گرمای سوخت / روغن و لوله کشی مربوطه می باشد. روغن از مخزن های یاتاقان مختلف و از جعبه دنده ، مکیده شده و به سمت پمپ هدایت می شود ؛ سپس از یک تراشه ی عمده ی ردیاب عبور داده می شود تا ردیابی اولیه ی ذرات فلز در روغن ، انجام شود. پس از آن روغن به فیلتر روغن ، مبادله‌کننده‌ی گرمای سوخت / روغن و سرانجام به عقب و به مخزن روغن ، پمپ می شود.

تنظیم فشار درزگیر روغن

هوای تنظیم فشار شده که از فن کمپرسور می آید ، برای جلوگیری از نشت روغن در درزگیر ها و خنک کردن مخزن های یاتاقان مورد استفاده قرار می گیرد. گذرگاه های داخلی هوا ، طوری طراحی شده‌اند که جریان هوا در درزگیر ها ، تمایل روغن به نشت را خنثی می کند (شکل ۸-۹). می توان مخزن های روغن را با روکش های محافظ هوا پوشاند تا بدین ترتیب از رسیدن گرمای بیش از حد به دیواره های مخزن روغن جلوگیری شود، و همچنین از فاسد شدن یا سوختگی روغن ، پیشگیری شود. الگو های رزوه مانند حفره های درزگیر ، در طول استارت موتور و قبل از این که هوای تنظیم فشار شده در دسترس باشد ، نشت روغن در درزگیر ها را خنثی می کند.



شکل ۸-۹ عملکرد درزگیر مخزن (ژنرال الکتریک)

تهویه ی مخزن

این زیر سیستم ، شامل لوله‌کشی مورد نیاز برای دفع هوا از مخزن های موتور ، و برای بیرون دادن وسیع آن از طریق لوله گذاری در محور توربین فشار پایین می باشد.

روغنکاری موتور های جت

افزایش پیوسته ی بارها و دما های فعالیت یاتاقان ها ، توسعه و بهبود روغن های روان کننده ی ترکیبی ، که از نفت خام گرفته نمی شدند را ، ضروری نمود. مزیت عمده ی این روغن ها ، ویسکوزیته تقریباً پایدار در دما های پایین (تا اندازه‌ی ^{o}C ۴۰) می باشد ؛ جایی‌که تنها روغن رقیق می تواند نگهداری شود.

۹.۳ سیستم الکتریکی

در یک موتور توربین ، الکتریسیته وظایف گوناگونی به عهده دارد ، ازجمله جرقه زنی ، اندازه گیری و نمایش دادن.

سیستم احتراق

وظیفه ی اصلی سیستم احتراق سوختن مخلوط هوا / سوخت در محفظه های احتراق می باشد. وظیفه ی دوم قابلیت ریلایت است که به دنبال بد عمل کردن موتور می آید. احتراق ، به طور مستمر به عنوان یک تدبیر احتیاط در طول فاز های حیاتی پرواز ، همچون برخاست ، فرود ، موقع پرواز در شرایط هوایی بد استثنایی یا در تلاطم ها ، نیز مورد استفاده قرار می گیرد.

به خاطر دلایل امنیتی ، موتور ها به دو سیستم احتراق مجهز می باشند که مستقل از یکدیگر عمل می کنند. ازآن جایی‌که ترکیب های هوا / سوخت به سوختن بی میل هستند ، تولید جرقه های قدرتمند ، ضروری می باشد. لیکن ولتاژ بالا باعث زنگار بیش از حد روی الکترود ها می شود ، بنابراین باید بعد از هر ۱۰۰ ساعت عمر خدمت رسانی (به طور معمولی) تعویض شوند.

دستگاه های اندازه‌گیری کننده و نشان دهنده ی الکتریکی

ابزار آلاتی که برای فعالیت به الکتریسیته نیازمندند ، عبارتند از:

۱. گیج دمای گاز خروجی (EGT[۱])

می توان تعدادی ترموکوپل به صورت یکنواخت و صاف ، حول محیط پوشش موتور و پشت توربین فشار بالا ، ترتیب داد. از دما های اندازه گیری شده می توان یک مقدار متوسط محاسبه نمود ، و آن را در اتاقک خلبانی به نمایش گذاشت.

۲. سرعت سنج برای روتور سرعت بالا ، N_2

این دستگاه معمولاً بدون انرژی بیرونی کار می کند. سیگنال الکتریکی تولید شده به سرعت چرخش موتور متناسب است.

۳. سرعت سنج برای روتور فشار پایین ، N_1

سنسور ، نیازمند ولتاژ است تا یک میدان مغناطیسی شکل دهد. گذر یک پره ی فن ، میدان مغناطیسی را دچار اختلال می کند ، بنابراین باعث پالس های الکتریکی متناسب با سرعت چرخشی موتور می شود (شکل

[۱] Exhaust gas temperature gauge

۹-۹). دقت اندازه‌گیری بسیار بالاست. در موتور های نسبت کنار گذاری بالا ، N_1 به عنوان یک پارامتر مشخص کننده ی نیرو ، مورد استفاده قرار می گیرد.

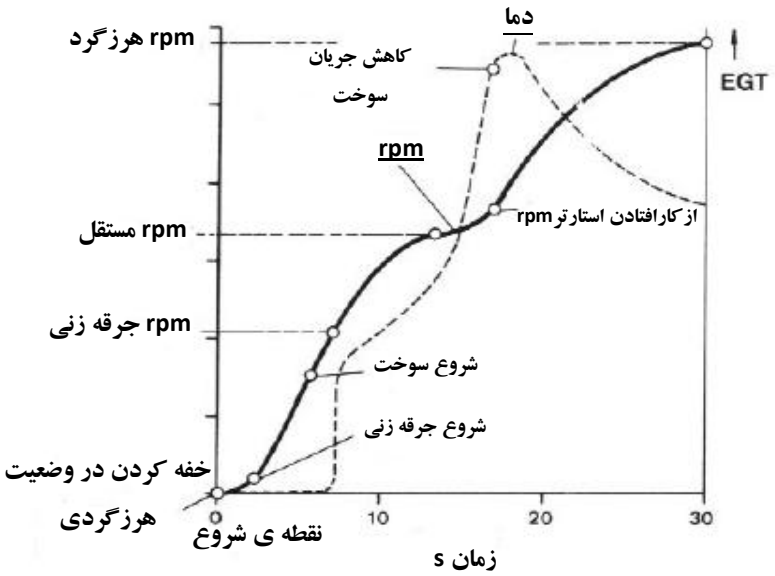
۴. گیج فشار پمپ سوخت
۵. گیج فشار ورودی توربین فشار پایین
۶. شاخص نسبت فشار موتور (EPR)
۷. گیج فشار روغن
۸. گیج دمای روغن تمیزکننده
۹. دستگاه اندازه‌گیری کیفیت روغن
۱۰. شاخص افت فشار فیلتر روغن
۱۱. شاخص جریان سوخت
۱۲. گیج مبادله‌کننده ی گرمای سوخت / روغن پشت دمای سوخت
۱۳. گیج فشار پایین سوخت
۱۴. گیج فیلتر سوخت در مقابل افت فشار
۱۵. شاخص وضعیت سوپاپ استارتر

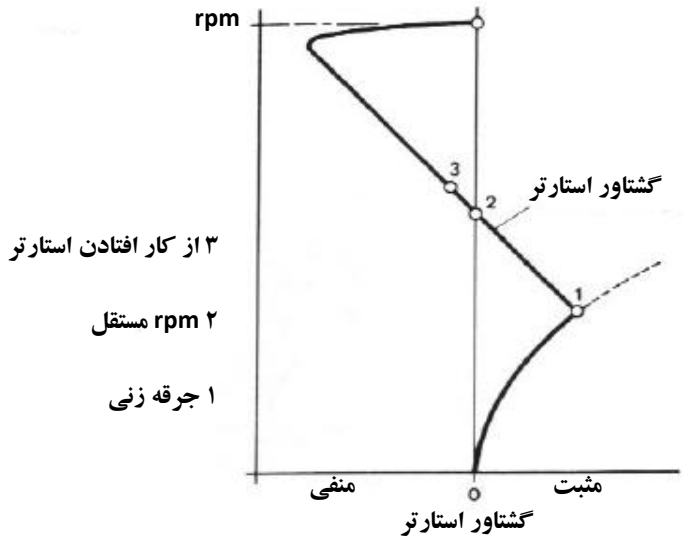
شکل ۹-۹ اندازه‌گیری سرعت فن N_1

۹.۴ سیستم راه اندازی (استارتر)

پایین ترین سرعت چرخش که موتور توربین درآن می تواند به فعالیت ادامه دهد را اصطلاحاً ، هرزگردی موتور ، می نامند. معمولاً برای سرعت های زیر هرزگردی ، یک موتور استارتر مجزا ، مورد نیاز است تا موتور توربین را بچرخاند.

بسته به نوع موتور و هواپیما ، انواع گوناگونی از استارتر ها در دسترس هستند. خصوصاً موتور های نظامی برای استارت خوردن نیازمند کم ترین زمان ممکن هستند ؛ که باید به صورت مستقل از تجهیزات بیرونی انجام شود. نیاز های استارت برای موتور های غیر نظامی ، آسان‌تر می باشند، لیکن درآن ها نیز استارت باید در کم تر از ۳۰ ثانیه ممکن باشد.





شکل ۱۰-۹ روند استارت که توسط سرعت چرخشی ، دما و گشتاور موتور نشان داده شده است.

۹.۴.۱ استارت موتور

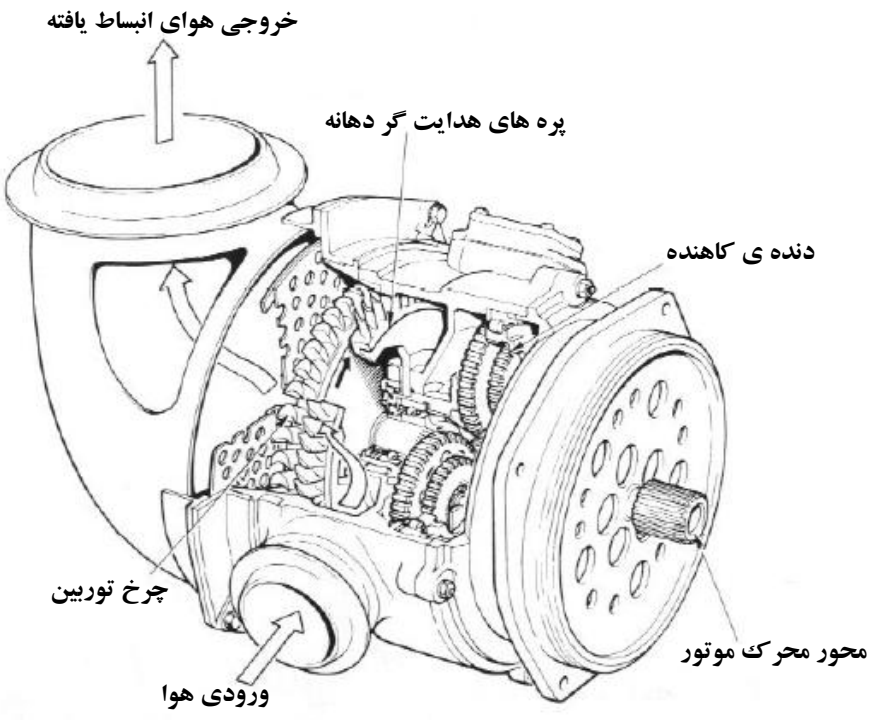
عمل استارت موتور با قرار دادن دریچه ی تنظیم سوخت در وضعیت هرزگردی پایه و تعویض کردن روی استارتر ، آغاز می شود. سپس چرخه ی استارت به صورت اتوماتیک ادامه پیدا می کند. وظیفه ی خلبان نظارت دستگاه های مربوطه در اتاق خلبانی می باشد.

وقتی موتور استارتر ، موتور را تا تقریباً ۸ درصد سرعت هرزگردی پایه می چرخاند ، احتراق تعویض می شود (شکل ۱۰-۹). سپس سرعت موتور بیش تر افزایش پیدا می کند ؛ در این حال جریان هوای موتور نیز از همان قرار بالا تر می رود. بعد از رسیدن به پایین ترین سرعت مقدور ، جریان حجم هوا برای احتراق ، سوخت تزریق خواهد شد. این دنباله از انباشت سوخت احتراق نشده در موتور ، و گیر کردن آن در دهانه خروجی جلوگیری می کند.

روشن شدن موتور ، از طریق افزایش دمای گاز خروجی ، در دستگاه های اتاق خلبانی نشان داده می شود (شکل ۱۰-۹). سپس موتور خودش شروع می کند به تولید گشتاور ، لیکن هنوز نیازمند حمایت استارتر می باشد (۲-۱). وقتی منحنی موتور استارتر خط صفر - گشتاور را قطع می کند (۲) ، موتور ، به سرعت مستقل خود ، رسیده است ؛ وضعیتی که گشتاور موتور ، برابر با گشتاور موتور استارتر می باشد. تنها آن موقع است که نیروی موتور برای شتاب دهی موتور به سرعت هرزگردی پایه ، کافی و مناسب می باشد. درطول این فاز ، موتور استارتر قطع خواهد شد (۳) و جریان سوخت به هرزگردی پروازی ، تنظیم خواهد شد (یعنی کاهش پیدا خواهد کرد).

اگر احتراق یا موتور استارت قبل از رسیدن به سرعت حمایت از خود برحسب تصادف خاموش شود، همانطور که ممکن است در موتور هایی که سیستم استارت اتوماتیک ندارند (موتور های قدیمی تر)، سرعت موتور افت خواهد کرد؛ اما دما به طور عظیم افزایش پیدا خواهد کرد (استارت تعلیق‌شده [hung start]).

به طور کلی، سود در این است که موتور استارتر سهیم بودن در چرخش موتور را ادامه بدهد، به اندازه‌ای که دوره‌ی استارت را به پایان برساند؛ چراکه ترکیب استارتر و موتور بسیار سریع‌تر به سرعت هرزگردی پایه خواهند رسید. موتور استارتر نباید قبل از این که واحد کنترل سوخت، جریان سوخت را به میزان مورد نیاز برای هرزگردی پایه کاهش می دهد از کار بیافتد [قطع شود].



شکل ۱۱-۹ استارتر توربین – هوا

۹.۴.۲ انواع استارتر ها

ازآن جایی‌که موتور استارتر تنها برای مدت کوتاهی نسبت به طول یک پرواز فعال می شود ، مهم ترین ضرورت در طراحی آن ، داشتن بیش ترین قدرت استارت دهی ، در کم ترین وزن می باشد. ضرورت ها و نیاز های دیگر اطمینان از فعالیت ، هزینه های نگهداری پایین و ساختار ساده می باشد.

در طول سال‌ها انواع مختلفی از استارتر ها تولید شده‌اند:

- استارتر توربین – هوا
- استارتر الکتریکی
- استارتر توربین – گاز
- استارتر کارتریج[۱]

[۱] Cartridge starter

استارتر توربین - هوا

موتور های هواپیما های جت غیر نظامی تقریباً منحصراً توسط یک استارتر توربین - هوا استارت ، می خورند (شکل ۱۱-۹). این سیستم شامل یک توربین فشار - ثابت سرعت بالا ، چرخدنده ی کاهنده ، محور کوپلینگ ، سوپاپ ازکاراندازی ، به اضافه ی لوله‌کشی و کابل های الکتریکی مربوطه می باشد.

چرخدنده ی کاهنده گشتاور مختصر سرعت بالا را به نیروی زیاد سرعت پایین ، که برای چرخاندن دستگاه های روتور سنگین و لوازم جانبی ضروری است ، تبدیل می کند. هوا از خروجی های مخصوص در پوشش هواپیما خارج می گردد.

مزیت این نوع استارتر وزن سبک آن می باشد (۱۰ تا ۱۵ daN ، ۲۰ تا ۳۰ lb)، اما نیاز به هوا عظیم است ، و یک منبع تأمین فشار مجزا ، مورد احتیاج می باشد. این منبع تأمین فشار ، معمولاً یک واحد نیروی کمکی هوابرد (APU[1]) ، یک موتور دیگر که درحال فعالیت است یا یک واحد تأمین پایه ای خارجی می باشد.

نیاز های طراحی حداقل ۵۰۰۰ چرخه ی استارت فراهم می کند که استارتر قبل از ، ازکار افتادن کاملش و موقعی که هنوز به خوبی عمل می کند ، باید انجام دهد. استارتر ، برای آسان نمودن روند نگهداری ، با استفاده از تکنولوژی سریع نصب / برداشت (QAD[2]) روی محرک جانبی ، نصب می گردد.

استارتر الکتریکی

استارتر الکتریکی به طور اصولی مطابق با همان استارتر های معروف موتور های اتومبیل می باشد. این سیستم شامل موتور استارتر الکتریکی ، چرخدنده‌ی کاهنده ، فک محرک و محافظ بار سنگین می باشد. به خاطر تقاضای نیروی الکتریکی بالا و وزن زیاد ، استارتر الکتریکی تنها در موتور های توربوفن کوچک تر ، موتور های هواپیما های توربین دار و موتور های بادکش های توربو (موتور های هلیکوپتر ، APU) استفاده می شود.

گاهی اوقات استفاده‌ی ترکیبی از استارتر و مولد نیرو ، برای الکتریسیته انتظار می رود. این ایده برای بعضی از حمل و نقل کننده های نظامی آینده نیز راه حلی ممکن درنظر گرفته می شود.

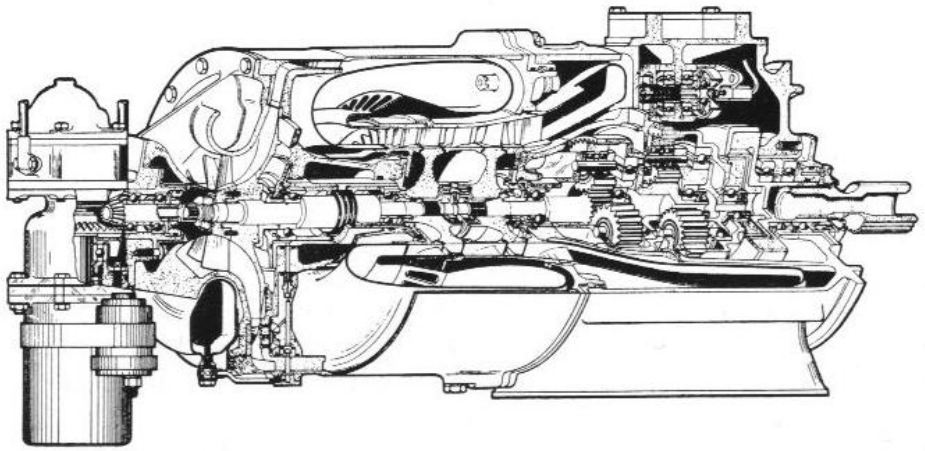
---

[1] Airborne auxiliary power unit

[2] Quick attach/detach

استارتر توربین - گاز

این نوع استارتر شبیه یک موتور توربین کوچک کامل می باشد ، که با سیستم های سوخت ، استارت و روغن‌کاری دارد. تولید کننده‌ی گاز فشرده ، شامل یک کمپرسور سانتریفوژ ، محفظه ی احتراق سوخت جریان معکوس ، و یک توربین محوری تک مرحله ای ، برای راندن کمپرسور می باشد. گاز این تولید کننده (ژنراتور) ، یک توربین آزاد را به حرکت در می آورد که از طریق یک چرخدنده‌ی کاهنده ، موتور را به حرکت می اندازد.



شکل ۱۲-۹ استارتر توربین - گاز (Lucas)

استارتر توربین - گاز یک مرحله ی تکنیکی برجسته به شمار می رود ، لیکن به خاطر وزن ، پیچیدگی و هزینه ها ، نتوانست در هوانوردی های امروزی ، باقی بماند.

استارتر کارتریج

استارتر کارتریج به همان روشی که استارتر فشار هوا ، فعالیت می کند برای به حرکت انداختن یک توربین استارتر ، گاز تولید می کند. احتراق الکتریکی ، جرقه ی فعالیت را می زند ، و کارتریج برای مدت ۱۵ ثانیه می سوزد تا یک گاز فشار بالا و دما بالا تولید کند تا توربین هوا را به حرکت در بیاورد.

وزن سبک واحد و گشتاور بالای آن ، ویژگی های جذاب استارتر کارتریج می باشند. قبل از این که سیستم باید دوباره بارگیری شود ، سه کارتریج در دسترس هستند. به خاطر این کمبود ، استارت خوردن از یک منبع بیرونی ، یا از APU هوابرد نیز باید ممکن و فراهم باشد.

۹.۵ نمایش دهی و عملکرد موتور

اگرچه موتور توربین عملکرد راست ، و مستقیمی دارد ، اما سیستم پیچیده ای تشکیل می دهد که برای کسب اطمینان از امنیت پرواز ، نیازمند نمایش دهی مناسب می باشد. برای رسیدن به این هدف ابزارآلات و کنترل های مربوطه در دسترس خلبان می باشند. درطول سال های طرح بندی خلبانی سه نفره (که در دهه ی هشتاد به پایان رسید) ، این وظیفه ی مهندس پرواز بود ، تا سیستم های موتور و جریان سوخت را دیده بانی کند. هم اکنون این وظیفه یا به طور خودکار انجام می شود ، یا در مفهوم خلبانی دو نفره تعبیه شده است.

می توان ابزارها را در سه دسته تقسیم کرد:

- کارایی موتور
- نمایش روغن و سوخت
- فعالیت های ویژه

راندمان موتور

ابزارها (یا نمایش‌گر های الکترونیک) که کارایی موتور را بیان می کنند ، روی صفحه ی ابزار اصلی نصب می شوند تا همیشه توسط خلبان قابل ملاحظه باشند. این ابزارها اطلاعات بسیار مهم و حیاتی درمورد سرعت چرخشی اسپول های فشار پایین و فشار بالا ، نسبت فشار موتور (EPR) و دمای گاز خروجی (EGT) ارائه می دهند.

اندازه گیری مستقیم نیرو در یک هواپیما غیرممکن است ، زیرا موتور باید به صورت آزاد نصب شود. به جای آن ، می توان از نسبت فشار موتور استفاده کرد. سرعت چرخشی فن ، N_1 ، نیز به عنوان گزینه ای دیگر در موتور های نسبت کنار گذاری بالا مورد استفاده قرار می گیرد و به صورت درصدی از سرعت اسمی ارائه می گردد.

نمایش روغن و سوخت

برای ملاحظه ی وضعیت روغن و سوخت ، شاخص‌هایی جهت کمیت ، فشار ، و دما ، استفاده می شوند.

شکل ۱۳-۹ اتاق خلبانی یک هواپیمای مسافربری امروزی (Airbus A320)

شکل ۱۴-۹ در زمان اتاق های خلبانی سه‌نفره ، این وظیفه ی مهندس پرواز بود تا سیستم های موتور و سوخت را ملاحظه کند (بوییِنگ قدیمی ۷۴۷)

شاخص‌های جریان سوخت ، مصرف سوخت را در kg/h یا lb/h نشان می دهند. نشان دادن جریان سوخت و مقدار سوختی که به محفظه های سوخت تزریق می شود ، یکی از مسائل اساسی برای خلبان محسوب می گردد. نمایش مکمل یکدیگر میزان سوخت موجود و میزان سوخت مصرف شده می باشد.

یک سنسور دما به طور مداوم و پیوسته دمای مخزن سوخت را نظاره می کند.

یک چراغ هشداردهنده پایین بودن دمای سوخت را به خلبان هشدار می دهد ؛ زیرا محتویات آب موجود در سوخت ممکن است تبدیل به یخ شود که می تواند باعث مسدود شدن فیلتر های سوخت شود. شکل گیری یخ توسط گرما دهی سوخت از طریق عبور دادن آن از مبادله‌کننده ی گرمای هوا / سوخت تلافی می شود.

رساندن روغن به بخش های بسیار مهم و حیاتی موتور همچون یاتاقان ها ، برای عملکرد ایمن ، واجب و ضروری است. این امر نیازمند ملاحظه ی مداوم فشار روغن می باشد. به علاوه ، مقدار و دمای روغن نیز می تواند در اتاقک خلبانی نمایش داده شود. موقعی‌که فشار روغن پایین است ، یک چراغ اخطار دهنده ، به خلبان اخطار خواهد داد. چنان چه در طول استارت موتور ، دمای روغن پایین باشد ، و فیلتر روغن کنار گذاری شود نیز این چراغ اخطار می دهد.

وظایف ویژه

روتور های پرسرعت موتور باید ضرورتاً تعادل خوبی داشته باشند. خارج بودن از حالت تعادل ممکن است نتیجه ی ازکار افتادگی بخش های چرخان یا حتی از دست دادن یک پره باشد ، که باعث ارتعاش موتور می شود. اگر این عارضه به سرعت جبران نشود ، موتور ممکن است به طور مصیبت بار ازکار بیافتد. بنابر این ، لرزش ، درطول فعالیت موتور به طور دائم ملاحظه می شود.

مراقبت از موتور

کنترل های عملکرد موتور در یک هواپیمای حمل و نقل تجاری امروزی روی پایه ستون مرکزی تعبیه شده است ؛ درست مانند آن چه بیست سال پیش وجود داشت. لیکن آن چه جدید می باشد این است که خلبان یکی از پنج وضعیت های اهرم تنظیم سوخت را انتخاب می کند، و هر وضعیت به یک فاز معمولی پرواز از قبیل ذیل اختصاص داده شده است:

- بیشینه نیروی محوری برای برخاست (جلوترین وضعیت)
- نیروی محوری قابل تغییر برخاست (اگر برخاست در وزن سبک تری از هواپیما انجام می شود)
- نیروی محوری اوج‌گیری (نیروی محوری کاهش یافته برای تبعیت از آیین نامه‌ی آلودگی صوتی)
- هرزگردی
- نیروی محوری معکوس

بعد از این که خلبان یکی از وضعیت های اهرم تنظیم را انتخاب می کند ، کنترل الکتریکی دیجیتال با اختیار تام (FADEC) نیروی محوری مورد نیاز را محاسبه می کند ، و ورودی ضروری برای فعالیت ملایم موتور را آماده می نماید. این فرایند تمام اتوماتیک می باشد.

به علاوه ، اهرم تنظیم می تواند طبق دستور خلبان به صورت قدیمی عمل کند ؛ این می تواند در برخی موارد ویژه مفید باشد.

فصل دهم

ملاحظات زیست محیطی

صرف نظر از وظیفه ای که آن ها تصور کرده بودند ، بیش تر محصولات صنعتی اثرات جانبی ناخواسته ، اما غیر قابل اجتناب تولید می کردند. زمانی که این قبیل اثرات مایه ی نگرانی عمومی شدند ، به دنبال چاره ای در شکل راه حل های تخصصی که نگرانی ها را رفع کند ، و یا به حداقل برساند ، گشتند.

توربین گازی موتور هواپیما ، به عنوان یک محرک ابتدایی برای پیش بردن هواپیما ، همانند انسانی که به اتمسفر زمین برای زنده ماندن نیاز دارد ، تصور شد. تأثیرات زیست محیطی موتورجت ، سر و صدا و خروجی انتشار شده می باشد ، این ها ویژگی های بیرونی موتور هستند و به طور مستقیم هدف پیشرانه ی هواپیما نمی باشند.

۱۰.۱ سر و صدا (نویز)

تنها عامل نگران کننده ای که باعث نگرانی جامعه می شود ، صدای موتور است ، که در مواردی به عنوان آسیب ، مشاهده می شود.

ادراک سر و صدا

تبدیل انرژی در موتور جت ، برای تولید نیروی محوری ، به جرم زیادی از هوا برای انجام فرایند ، نیاز دارد. قسمتی از انرژی به وسیله نوسان مولکول های هوا ، که ناشی از امواج صوتی می باشند ، جذب می شود. اگر چه ظرفیت انرژی امواج صوتی کم می باشد ، انتشار آن بدون تحمیل و تنها با کمی میرایی ، انجام می شود. پارامتر های کلاسیک مشخصه صدا ، فرکانس ، و شدت ، است. فرکانس بر تعداد نوسانات در واحد زمان دلالت دارد ، که معمولاً با هرتز = $1/s$ بیان شده (۱ هرتز = ۱ نوسان در ثانیه). شدت ، یک کمیت فیزیکی است ، که اثر صدا را تعریف می کند. این انرژی صوتی که از یک منبع بیرون می آید قابل اندازه گیری است ، و غالباً در اندازه وات بر متر مربع بیان می شود (W / m^2).

به خاطر بزرگی اندازه گیری های شنیداری که شامل اثرات ذهنی است ، هیچ روش جهانی پذیرش شده ، برای توضیح سر و صدا وجود ندارد. به هر حال ، این به طور کلی پذیرفته شده ، که شدت صوت شامل تعدادی از دسته های فرکانس ، که هر کدام باعث پاسخ های ذهنی متفاوت در دستگاه می شود ، شده است. به منظور رسیدن بر یک داده فیزیکی قابل فهم ، پهنای باند صدا بر باند های بحرانی که به طریق خاصی در بلندی صدا شرکت می کنند ، تقسیم شده است.

یکی از اندازه گیری های بزرگی صدا شامل اثرات ذهنی است که تحت عنوان سطح صدای دریافتی[1] بیان شده است ، این چنین تعریف شده:

$$\mathrm{PNL} = 10\,\frac{\log \mathrm{PN}}{\log 2} + 40$$

سطح صدای دریافتی (PNL) یک پارامتر لگاریتمی بدون بعد است ، که از صدای دریافتی PN مشتق گرفته ، شده است. واحد ۴۰ درصد ، بزرگی منبع استاندارد صدا ($\mathrm{PN} = 1$) را نشان می دهد ، که به وسیله سخن طبیعی دریافت شده است. واحد صدای دریافتی PN ، دسی بل است ، که به طور معمول PNdB نوشته می شود.

در مورد گوش انسان ، دو برابر کردن صدای دریافتی PN ، به عنوان دو برابر کردن سطح صدای دریافتی PNL احساس نخواهد شد. این به خاطر سطح صدایی است که بر مقیاس لگاریتمی بیان شده است. به عنوان نمونه ، دو برابر کردن دریافتی صدا از مقدار ۱ به مقدار ۲ ، یعنی $\mathrm{PN} = ۲$ ، حاصل یک سطح دریافتی صدا از $\mathrm{PNL} = ۵۰$ می باشد ، دو برابر کردن به ۴ ، حاصل $\mathrm{PNL} = ۶۰$ می شود. به دلیل طبیعت ذهنی تشخیص آزردگی ، براساس صدا است ، بیش تر پارامتر های مصنوعی خواستند که اهمیت باند های فرکانس برای شدت صدا ، مدت ، و تعداد رویداد ها در زمان را روشن سازند.

واحد PNdB با ارجاع خاصی به آلودگی صدا هواپیما ، ایجاد شده است. طیف صدا به باند های فرکانس گسسته که با ارجاع بر اثرات ذهنی که شامل مقیاس بلندی صدا ، تداخل صدا و سطح صدای دریافتی PN است ، اهمیت گذاری و تقسیم بندی شده است.

واحدی که به وسیله سازمان بین المللی استاندارد سازی ISO ، برای توضیح صدایی که بر روی زمین توسط هواپیما تولید می شود ، سطح صدای دریافتی اثرگذار می باشد. ارزش های عددی به دسی بل داده شده و به عنوان EPNdB نوشته می شود. این واحد به طور گسترده برای تأیید هواپیما استفاده می شود.

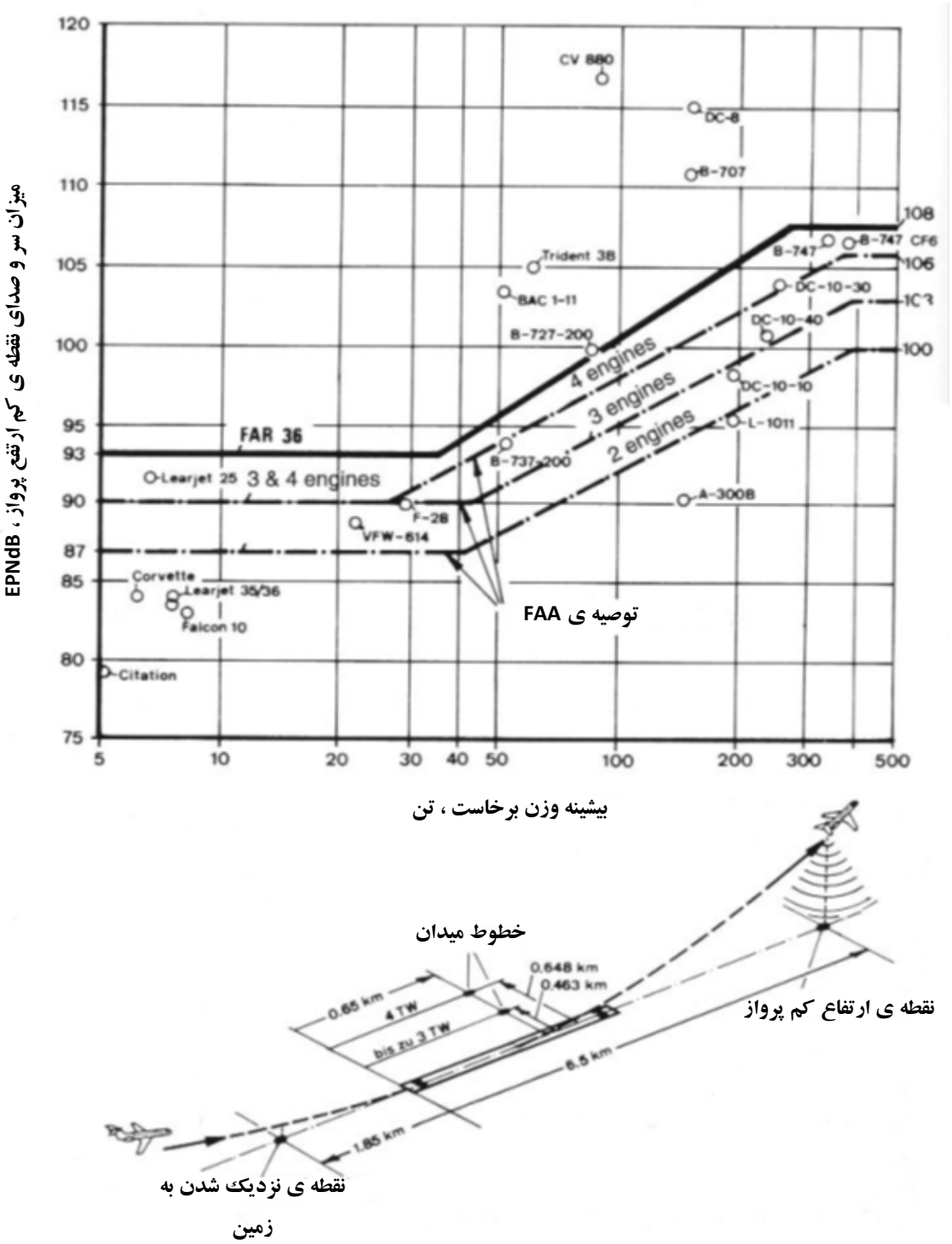
تأیید صدا

اخیراً یک هواپیمای مسافربری طراحی شده است ، که بایستی قوانین تأیید صدا شامل شده در Annex 14 ، ICAO[2] تکمیل کند. در آمریکا ، بزرگ ترین تولید کننده هواپیما غیر نظامی ، مقررات صدا در بخش ۳۶

[1] Perceived noise level

[2] International civil aviation

FAR داده شده است (FAR = مقررات هواپیما سازی فدرال[1]). معمولاً تأیید صدا بر طبق FAR ، که در حال حال حاضر با اتحادیه مقتضیات آماده پرواز اروپا (JAR) مکمل شده است ، داده می شود.



شکل ۱-۱۰ مقررات سر و صدا ی FAR 36

[1] Federal aviation regulation

در استاندارد های صدا ، مجوز بیشینه صدا در واژه های سطوح تأثیر گذار صدای دریافتی برای پرواز در ارتفاع کم ، خطوط میدان ، و نشست به عنوان یک عملکرد وزن هواپیما مشخص گردیده است(شکل ۱-۱۰). به طور ویژه ، هواپیما تجاری جدید ، نباید بیش تر از ۱۰۸ EPNdB (ارزشی که به وزن ناخالص برخاستن هواپیما از زمین بستگی دارد) در سه نقطه اندازه گیری تولید کند ، یعنی:

در نزدیکی ، یک نقطه ی مایل دریای (۱۸۵ km) پیش از آستانه ی باند فرودگاه ، در نزدیکی خط مرکزی ، هواپیما در ارتفاع ۱۱۳ m (۳۷۰ ft) باشد ؛

در زمان برخاستن هواپیما از زمین ، در یک نقطه ۶.۵ km (۳.۵ مایل دریایی) از آزاد شدن ترمز ، بدون توجه به بلندی ؛

در موقع برخاستن هواپیما از زمین ، در یک نقطه ای به طرف خط مرکزی باند فرودگاه ، بستگی به تعداد موتورها دارد:

- برای هواپیما دو و سه موتور (A330 & B777 & MD-11) ، ۴۶۰ m (۰.۲۵ مایل دریایی) ؛
- برای هواپیما چهار موتور (B-747 & A340) ، ۶۵۰ m (۰.۳۵ مایل دریایی) ؛

از زمان معرفی FAR36 در سال ۱۹۷۰ ، صدای قابل توجه ، به طور کامل کاهش پیدا کرده بود ، به سبب تعویض موتور هایی با نسبت کنار گذاری بالا با موتور های نسبت کنار گذاری پایین پر سر و صدا.

منابع صدای هواپیما

موتور توربین گازی به وسیله طیف صدای منحصر به فردی که نتایجش بدون ایهام از طراحی خاصش شکل گرفته ، مشخص شده است. به طور اساسی ، همه اجزای موتور یعنی فن ، کمپرسور ، اتاق احتراق ، توربین ، قسمت خروجی ، تشکیل صدای موتور را می دهند. بزرگی نسبیت منابع متفاوت صدا می تواند نه تنها از موتور به موتور باشد ، بلکه با شرایط اجرایی متنوع نیز می باشد .

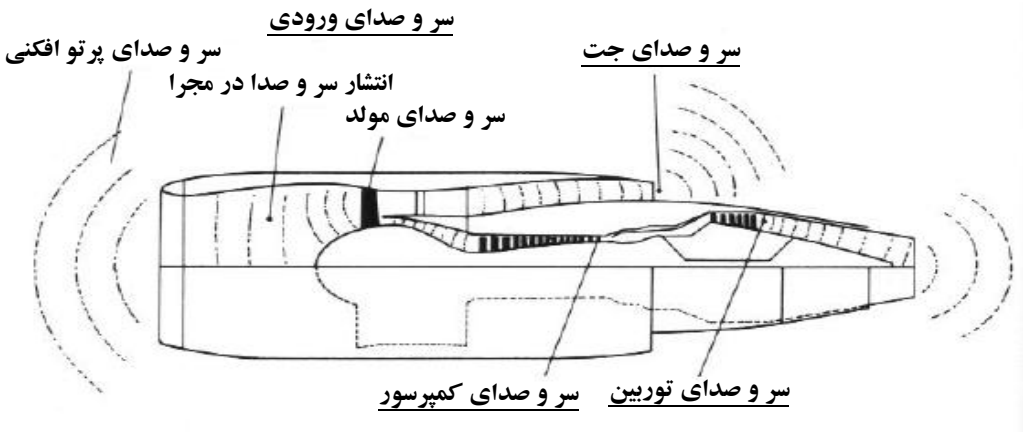
به طور نمونه برای موتورهای توربوجت هواپیمای غیر نظامی قدیمی ، با داشتن یک سطح مقطع کوچک ، و نسبت دبی جرمی جریان کم هوا دارای سرعت خروجی بسیار بالایی بوده است (۶۰۰ m/s و بیش تر). منشاء صدای نافذ به صورت واضح ، سیستم خروجی و ترکیب جت با هوای محیط بوده است.

موتور توربوفن با نسبت کنار گذاری پایین دهه ی شصت ، همراه با نسبت کنار گذاری حدود ۱.۵ ، ویژگی یک ورودی با دبی جرمی جریان بالا می باشد ، اما با یک سرعت خروجی پایین تر پیشرانه ی جت است.این باعث مقداری کاهش سر و صدای جت می شود ، اما در یک زمان یکسان ، افزایش سر و صدای توربوماشین به

وجود می آید. نمونه هایی از موارد مصرفی این موتور در هواپیما های ترابری ، عبارتند از ، $B-727$ ، $B-$ $DC-8$ ، $DC-9$ ، 707.

موتور های با نسبت کنار گذاری بالا (با نسبت کنار گذاری تا عدد هشت) بیش تر عملیات ورودی جریان هوا را توسی فن ، همراه با تنها ی نسبت کوچک عبوری از هسته ی موتور انجام می دهد. سرعت های خروج جریان فن ۳۰۰ m/s ، و ۴۰۰ m/s جریان هسته ی موتور ، به میزان کافی برای قرار گرفتن سر و صدای دوم جت به سر و صدای توربوماشین فن کاهش می یابد ، که هم اکنون منبع سر و صدای اصلی می باشد.

صدای موتور توربین گاز ، به دو دسته کلی تقسیم شود: صدای تولید شده ی درونی ، که معمولاً با چرخش دستگاه ها همراه می باشد ، و تولید صدای بیرونی ، یا صدای جت. منابع نخستین تولید صدای درونی ، فن ، کمپرسور ، و توربین می باشد (شکل ۲-۱۰). در بیش تر موتور های نسبت کنار گذاری بالا ، فن منبع اصلی سر و صدا می باشد. سر و صدای فن در بیرون ورودی و مجرای خروجی فن ، انتشار می گردد. سر و صدای کمپرسور نیز ، بیرون از ورودی انتشار می یابد ، در حالی که سر و صدای خروجی توربین از میان دهانه ی خروجی هسته ی موتور انتشار می یابد.



شکل ۲-۱۰ منابع سر و صدای درونی

ارزیابی سر و صدا

بر اساس تئوری لایتهیل[۱] ، انتشار شدت صوت را می توان به صورت زیر نوشت:

$$P \approx \rho d^2 c^n$$

ρ: چگالی هوا ، d : قطر خروج هانه ، c: سرعت خروجی.

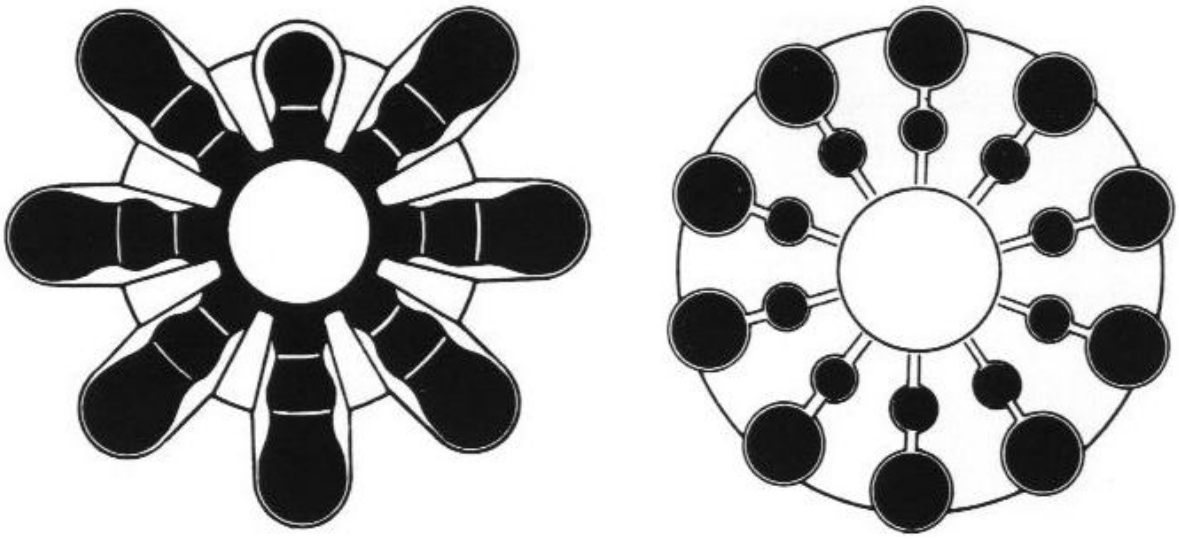
[۱] Lighthill

بنابراین ، میزان سرو صدا با دبی جرمی جریان (متناسب با چگالی هوا ρ) و مربع قطر d منبع سر و صدا ، افزایش خواهد یافت. تأثیر سرعت c تنها می تواند به طور کلی توسط فرض مقداری برای توان n ، می توان محاسبه کرد.

کاهش سر و صدای جت

در سرعت های بالای خروجی جت (نزدیک ۴۰۰ تا ۵۰۰m/s) ، پرتو افکنی شدت صوت براساس توان هشت سرعت خروجی ($n = 8$) افزایش می یابد ، در حالی که در سرعت های خروجی پایین (نزدیک m/s ۲۰۰) پرتو افکنی شدت صوت تنها با توان دو ($n = 2$) ، افزایش می یابد. بنابراین کاهش در سر و صدای جت ، می تواند از موتور هایی با نسبت کنار گذاری بالا همراه با سرعت های خروجی پایین مورد انتظار باشد. پژوهش ها نشان داده اند ، پس از ساخت موتور نسبت کنار گذاری بالا ، در یک نسبت کنار گذاری ۱۰ ، سر و صدا می تواند تا ۵۰ در صد (۱۰PNdB-) کاهش یابد.

پیش از پیدایش موتور های نسبت کنار گذاری بالا برای هوانوردی غیر نظامی ، راه حل های فنی ابتکاری برای بهبود بخشیدن سر و صدا یافت شد. یکی از این راه ها ، دهانه ی لاب[۱] بود ، (در ابتدای دهه ی شصت) که با خروجی جت را (دو نیم) به جت های کوچک تر تقسیم کرد ، بود (شکل ۳-۱۰).



شکل ۳-۱۰ روش دو نیم کردن خروجی جت ، که در موتور های نسبت کنار گذاری پایین دهه ی هفتاد رایج بود.

[۱] Lobe – type

نتیجه ی پوشش متقابل جت های منحصر به فرد ، با یکدیگر ، ترکیب بهتر جت ها با هوای محیط ، حذف سر وصدا می باشد. ترکیب توسط پهن تر شدن سطوح تماس که باعث تنزل سریع در سرعت جت می شود بهبود می یابد. دهانه ی نوع لاب برای نمونه ، در بوئینگ ۷۰۷ به کار رفته است.

اثرات یکسان می تواند با یک خاصیت شکل بیرونی دهانه که به اتمسفر هوا برای جریان یافتن به خروجی جت به مخلوط شدن سریع ترویج یابد ، انجام می شود. . فرایند ترکیب شدن ، باعث کاهش سرعت جت و بنابراین سر و صدا می شود.

کاهش سر و صدا از دهانه های بزرگ ، اما با استاندارد های سر و صدای امروزی ، هرگز نمی تواند تأییدیه بگیرد. علاوه بر این ، مقدار افت نیروی محوری به ۱ درصد بر PNdB ۱ حذف سر و صدا می شود.

سر و صدای فن

هم چنان که نسبت کنار گذاری در طول سال ها افزایش یافته است ، تولید کنندگان با افزایش سطوح صدای فن – یک مشکلی که دشوارتر از صدای جت معلوم شده ، مواجه شده بودند. صدای فن ، صدای درونی وابسته به توربوماشین ها است . هم چنان که پره های فن می چرخند ، جریان مخالف ناشی از انتهای پره ، دلیل یک طیف صدای پهن می شود. به علاوه ، به سبب جا به جایی جریان ها از پره ها ، یک صدای گسسته تولید می شود ، که به سرعت نوک پره بستگی دارد. منبع سر و صدای ثانویه ، لایه مرزی جریان حلقویی می باشد ، که جلوتر از پره به دنباله پره برخورد می کند و آسیبی است که به ویژگی های دینامیکی پره برمی گردد . به هر حال ، این اثرات فاصله افزایش یافته پره را کاهش می دهد .

مشخصه صوتی فن ، به طور اساسی به وسیله سه پارامتر طراحی آیرودینامیک تعیین می شود:

- فضای بین روتور و استاتور
- تعداد پره های روتور و استاتور
- سرعت نوک پره روتور

با افزایش فاصله بین پره های روتور و استاتور ، یک کاهش صدا از ۶ به PNdB ۸ ، می تواند ، انجام شود. به هر حال ، اشکال در طول بیش تر موتور و وزن بیش تر آن می باشد. نسبت فاصله زیاد ، معمولاً برای کاهش صدا ضروری است که ، کارایی فن را تا یک درصد کاهش دهد.

همچنین تعداد پره ها ، یک عامل تأثیر گذار در خصوصیات سر و صدا می باشد. با تعداد بیش تر پره های فن ، راندمان فن خوبی به همراه بهبود خصوصیات سر و صدا صورت می گیرد ، زیرا ظرفیت آیرودینامیکی می

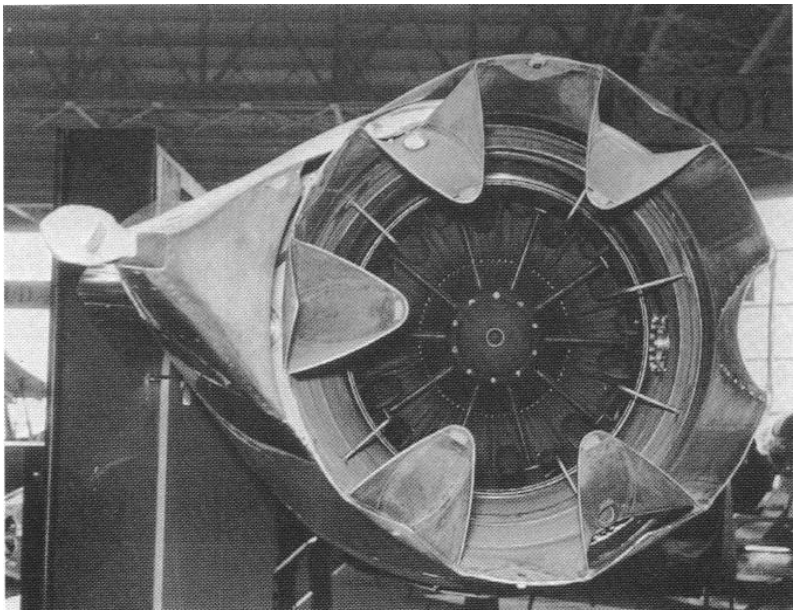
تواند پره های بیش تری را تحلیل کند ، و با ظرفیت آیرودینامیکی ، سر و صدا افزایش می یابد. همچنین پره های زیاد می توانند باعث کاهش وزن برای مجموعه ی فن (دیسک فن ، محفظه ، پره ها) و کاهش طول ساختار اجزاء ، شوند.

از طرفی دیگر ، زمانی که تعداد پره های کم انتخاب می شود ، خصوصیات تشدید کمپرسور (ارتعاش ، ضربه) ، در صورتی که سرعت نوک پره ها ثابت بماند ، بهبود خواهد یافت. همچنین هزینه ی تولید آن نیز کاهش می یابد. سرانجام تعدادی از پره های انتخاب شده ، با عامل های گوناگون سازش خواهند کرد.

نسبت نوعی بین تعدادی از پره های فن استاتور و پره های فن روتور در موتورهایی با نسبت کنار گذاری بالا حدود ۲ می باشد. افزایش تعداد پره های استاتور می تواند صدای فن را تا PNdB ۵ کاهش دهد. با این وجود ، تمایل پره ها به ارتقاش افزایش می یابد ، ضمن این که حد نوسان در یک زمان یکسان کاهش می یابد.

انتخاب سرعت نوک پره نیز ، در سر و صدای فن تأثیر می گذارد. کم ترین میزان سر و صدا ، در سرعت ساب سونیک نوک انجام می گیرد ، اما مرحله ای با نسبت فشار ۱.۵ ، نمی تواند توسط یک فن تک مرحله ای انجام گیرد. پایین ترین سرعت نوک اقتصادی ، حدود ۳۰۰ m/s (۱۰۰۰ ft/s) می باشد ، که کاهش صدا توسط کاهش سرعت نوک را غیر ممکن می کند.

شکل ۴-۱۰ جلوگیرنده ی سر و صدا به کار رفته در بوئینگ ۷۰۷ در دهه ی هفتاد

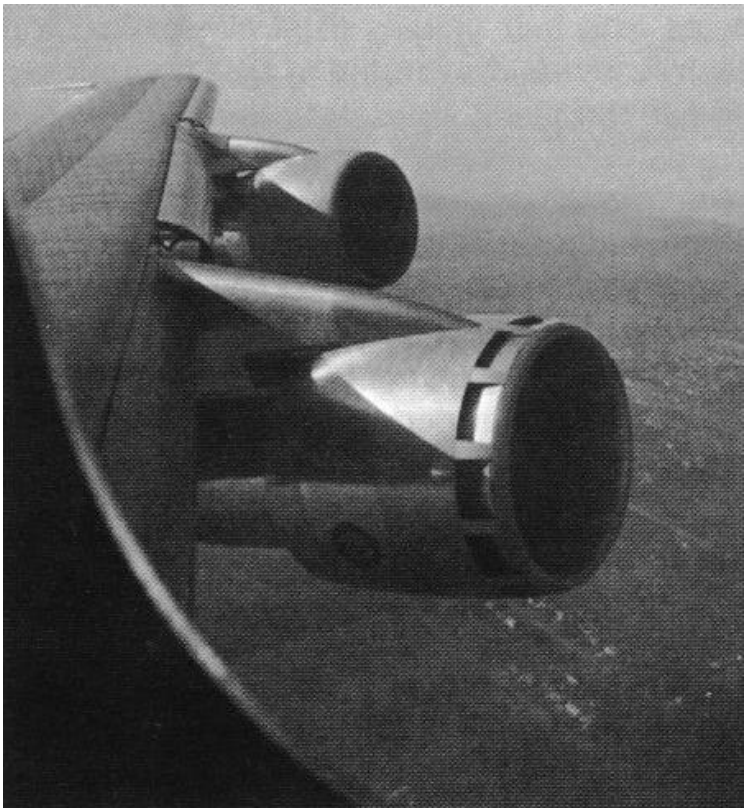


شکل ۵-۱۰ جلوگیرنده ی صدا در موتور نسبت کنار گذاری پایین مورد استفاده در دهه ی هفتاد Rolls-Royce Spey

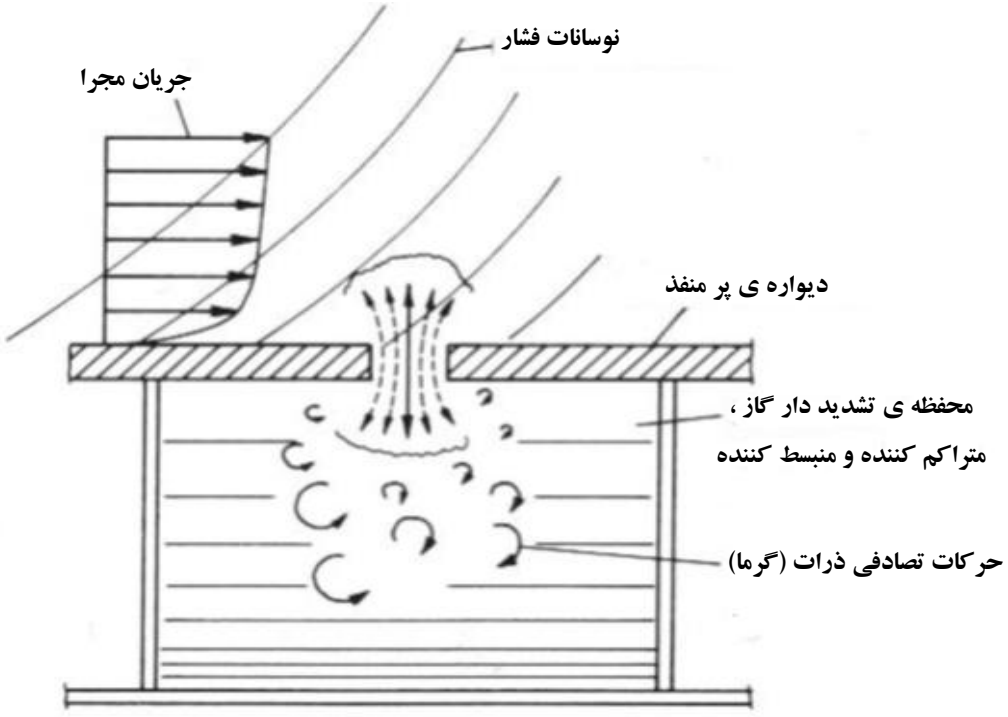
با این وجود ، یک پتانسیل کاهش قدرت صدا در طراحی آیرودینامیکی ورودی هوا موجود می باشد. بیش ترین انتخاب قابل توجه ، گرد کردن لبه ی ورودی می باشد ، که باعث حذف درب های مجرای ورودی شده ، در نخستین موتور های نسبت کنار گذاری بالا بوده است. درب های مجرای ورودی در تنظیمات نیروی محوری بالا برای تهیه ی جریان هوای اضافی به فن ، اما با سر و صدای بیش تر می تواند در راستای درب ها که به صورت خودکار باز شده اند عبور کند. با وجود وزن و طول ورودی ها ، همراه با لبه های گرد شده ، این مدل تنها در ورودی های موتور های مدرن یافت می شود.

روش دیگر کاهش ورودی صدا ، توسط عناصر جذب کننده ی صوت برای مجرای ورودی به کار گرفته می شود. یکی کردن چند عنصر به یک محفظه تشدید شده ی کوچک ، که استهلاک فشار صوتی نوسانی توسط هوای نوسان کننده برای ورود و خروج از میان دیوار پر منفذ ، عبور می کند (شکل ۷-۱۰). توسط این روش ، انرژی صوتی به یک حرکت بی نظم ذرات و سرانجام به گرما تبدیل می شود.

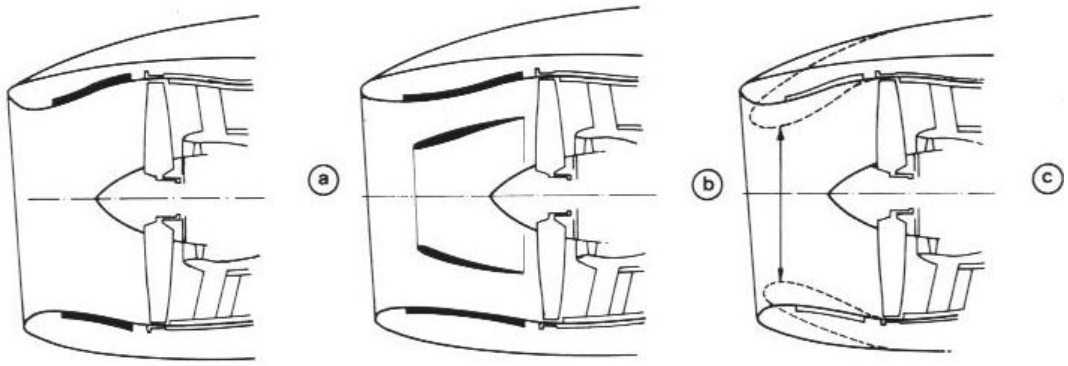
تلاش برای کاهش سر و صدای ورودی ، باعث یافتن راه حل های هوشمندانه شده است ، که با این وجود ، جامه عمل به خود نگرفته اند. یکی از این طرح های پیشنهاد شده ، نصب اسپلیتر هم مرکز در مجرای ورودی می باشد که هر دو طرف را با عناصر جذب صدا مجهز کرده است ؛ پیشنهاد دیگر طراحی یک هندسه ی ناپایدار ورودی ، برای برقرار کردن سرعت سونیک در گلوگاه می باشد. سر و صدا نمی توان از میان مانع های صوتی عبور کند. در حال حاضر ، برای نتیجه گیری ساده ، هزینه و وزن ، ورودی هواپیما با بال ثابت به صورت ویژه با مواد جذب کننده ی صدا به کار رفته در طول دیواره ی مجرا مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل ۶-۱۰ توربوفن های ابتدایی نسبت کنار گذاری بالا ، با ویژگی درب های ورودی محوری که سر و صدا توربوماشین را عبور می دهد. موتور خارجی تازه طراحی شده بدون درب ها ، حال در تمام هواپیما های ترابری ساب سونیک رایج شده است (آزمایش پرواز بوئینگ ۷۴۷)



شکل ۷-۱۰ کارکرد دیوار پر منفذ برای کاهش سر و صدا



شکل ۸-۱۰ روش های کاهش سر و صدا توربوماشین فن

a) دیواره ی جذب کننده ی صدا در مجرای ورودی (روش مورد استفاده امروز)
b) فشردگی طول مجرای ورودی با اسپلیتر هم مرکز
c) فشردگی هندسه ی ناپایدار ورودی با مانع صدا

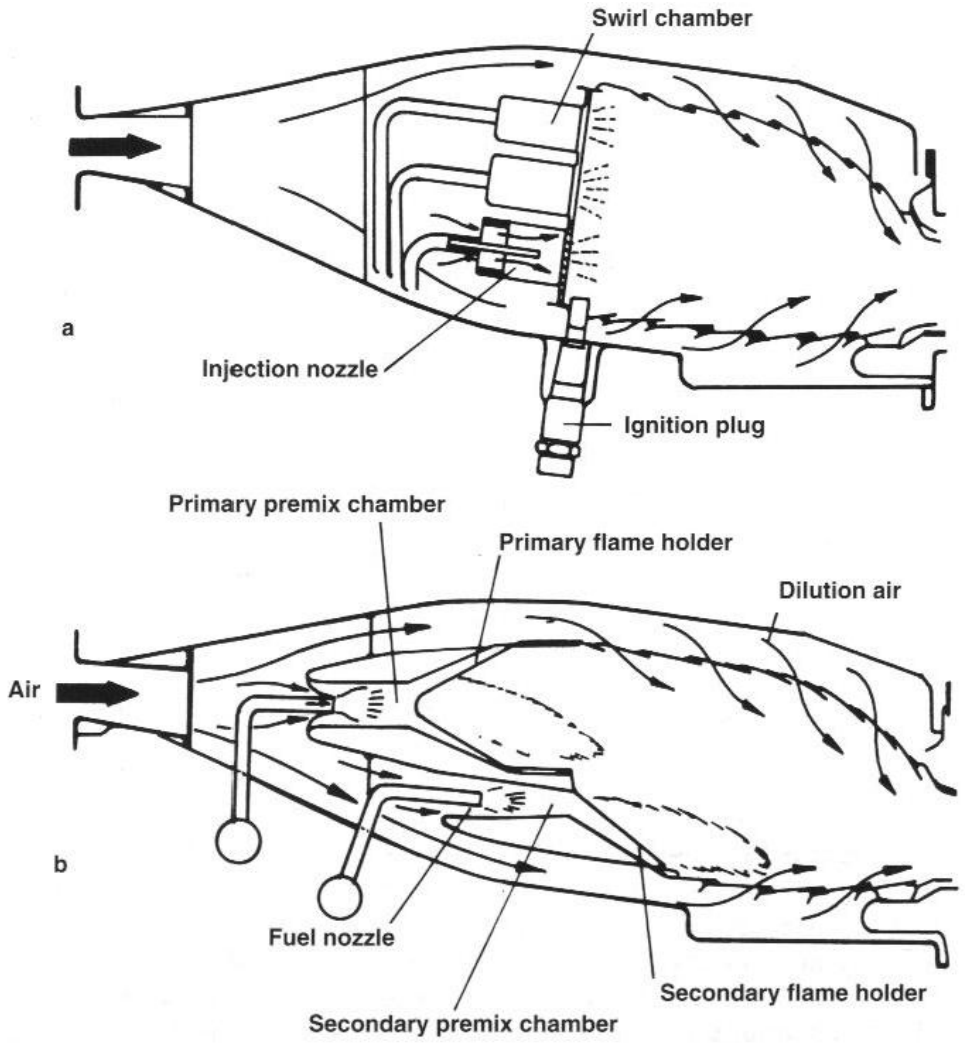
۱۰.۲ عناصر خروجی

موتورهای توربین گاز ، از هیدروکربن ها به عنوان سوخت ، و از اکسیژن اتمسفر محیط به عنوان اکسیدان ، استفاده می کنند. به سبب احتراق کامل و گرمایی که از فرایند احتراق به دست آمده است ، خروجی جت از دهانه شامل آلودگی هایی می باشد که باعث آسیب رساندن به حیات روی زمین می شود. بعضی از این آلاینده ها عبارتند از:

- مونواکسید کربن (CO)
- هیدروکربن های نسوز (CH_n)
- کربن نسوز (C)
- نیتریک اکسید (NO_x)

انواع فرایند احتراق

آلاینده هایی که در طول فرایند احتراق توسط واکنش شیمیایی تولید شده اند ، که به سبب رابطه ی متقابل مکمل دینامیک سیال و پدیده ی احتراق ، هنوز به مقدار کافی توسط روش های تحلیلی در دسترس نمی باشد. بنابراین روش های تشریحی ، بسیار ماهیت کیفی دارند.



شکل ۹-۱۰ مفهومی از اتاق احتراق برای کاهش آلاینده ها

a) حرکت چرخشی محفظه احتراق در مرحله ی رساندن سوخت
b) مرحله ی پیش از ترکیب محفظه احتراق در مرحله ی احتراق

در یک محفظه احتراق نوعی ، جریان هوا از کمپرسور به محفظه احتراق از میان یک پخش کننده وارد می شود. نزدیک به یک چهارم جریان هوای وارد محفظه احتراق ، در ناحیه ی نخستین در میان سوراخ ها یا چرخ دهنده ها می شود. سوخت در این ناحیه نخستین تزریق می شود ، جایی که با هوا مخلوط می شود. در ناحیه ی نخستین ، احتراق آغاز می شود ، به دمای اشباع بالا تر هدایت می کند. سه چهارم جریان هوای باقی مانده گذرگاه فرعی ناحیه ی نخستین و سپس وارد ناحیه های دوم و سوم اتاق احتراق می شود (ر. ج. فصل ۵). در ناحیه ی دوم ، احتراق کامل می شود ، در صورتی که در ناحیه ی سوم با هوای رقیق ، به دلیل افت دما ، مخلوط می شود. ناحیه ها در یک اتاق احتراق به صورت فیزیکی از یکدیگر ، جدا نشده اند ، بلکه واکنش پیوسته ی این فرایند که در طول محفظه احتراق ادامه دارد ، این کار را انجام می دهد.

با این وجود ، جریان در محفظه ی احتراق ، تغییرات زیادی در هر ناحطه می بیند. در ناحیه ی نخست ، جریان به صورت زیادی توسط چرخش که برای احتراق بسیار مهم می باشد ، چیره می باشد. در ناحیه های بعدی ، جریان به تدریج با راستای محور ، و دما ، توسط رقیق بودن هوا ، هم تراز می شود.

نوسانات آشفته در ناحیه ی نخستین در نتیجه ی گوناگونی زیاد زمان مستقر بودن گاز می باشد که ، همراه با هم ، دما های بالا ، به سبب تغییرات سریع در محصولت هم مرکز احتزاق می باشد. این فرایند ترکیب گاز خروجی را تعیین می کند.

عامل دیگر در تأثیر گذاری ترکیب گاز خروجی ، افزایش دما در محفظه ی احتراق می باشد. در ناحیه ی نخست ، دما به سرعت به بیش ترین میزان خود می رسد K ۲۲۰۰ ، اما در خروجی اتاق احتراق تا دمای K ۱۲۰۰ ، افت می کند.

پژوهش ها نشان داده اند ، برای نمونه ، که یک زمان ساکن طولانی گاز در بخش عقب محفظه ی احتراق ، به خوبی کربن را به مونواکسید کربن تبدیل می کند ، یک روش ، برای حذف دود در ادامه ی مسیر هواپیما در موتور های قدیمی. همچنین ، اگر دمای بیشینه در ناحیه ی نخست را بتوان در کم ترین دما ، K ۱۸۰۰ ، نگه داشته شود ، از تشکیل نیتریک اکسید ممانعت خواهد کرد. این را می توان با تناسب بندی هوای ذخیره شده ی اولیه در موافقت با تنظیمات نیروی محوری موتور ، انجام داد.

ملاحظه می شود که گوناگونی نیاز های زیست محیطی باید بر این اساس سازگار در رسیدن به یک محفظه احتراق بهینه ، بدون ناسازگاری در کارایی موتور ، باشد. همان طور که حساسیت زیست محیطی رشد می کند ، تأثیرات زیادی در تکمیل مقررات ، به ویژه ، در Environmental Protection Agency ایالات متحده ، ایجاد می کند. در این برنامه ی تمیز سازی آزمایشگاهی محفظه ی احتراق در دهه ی هفتاد ، سازمان ناسا (NASA) برنامه ریزی بزرگی در تکنولوژی محفظه احتراق دیده است ، به طور آشکارا توسط نمونه های زیر:

- در یک اتاق احتراق آزمایشی برای موتور JT9S (که B-747 را نیرو می بخشد) ، محفظه های انفرادی توسط سه محفظه ی چرخان که آلاینده ی نیتریک اکسید گاز را بسیار کاهش می دهد ، جایگزین نموده است.
- یک نمودار زوج دما که با اتاق احتراق آزمایشی با داشتن مرحله ی احتراق و یک ناحیه ی پیش از مخلوط برای سوخت و هوا ، به دست آمده است.

نتیجه ها از پژوهش هایی به دست آمده است که امروزه به صورت گسترده در موتور های مدرن در حال کار می باشد.

فصل یازدهم

یکپارچگی موتور و بدنه هواپیما

یکی از کار های مهم در توسعه هواپیما های جدید ، اطمینان سازگاری مطلوب بین موتور و بدنه هواپیما می باشد. این نیاز به فهم کامل پدیده پیچیده دینامیک سیالات دارد ، که در زمان بررسی های تئوریکی و بررسی تونل هوا مورد مطالعه قرار می گیرد. یافته های این چنین مطالعات ضرورتاً برای هواپیما قبل از اولین پرواز به کار می رود. کار یکپارچه سازی موتور و بدنه هواپیما از اهمیت خاصی برای موفقیت هواپیما های مدرن با کارایی بالا ، برخوردار می باشد.

جنبه های یکپارچه سازی با توجه به نوع هواپیما فرق می کند. در حمل و نقل شهری ساب سونیک ، زمینه های به کار رفته متفاوت از هواپیما های جنگی سوپر سونیک می باشد.

۱۱.۱ هواپیما های ترابری ساب سونیک

کار این چنین هواپیما ها ، حمل و نقل مسافر و بار می باشد. موتورها از طریق شاه تیر ها روی بال ها یا بدنه ، قرار می گیرند. تلاش های اولیه برای جای دادن موتور ها در پایه های بال آن طور که توسط کومت[۱] بریتانیایی در دهه ی پنجاه به کار رفته بود ، دیگر انجام نمی شود.

در حال حاضر سه نوع شکل قرار گیری موتور مورد استفاده قرار می گیرد:

- زیر بال
- عقب بدنه
- زیر بال / عقب بدنه به صورت ترکیبی

هم چنین بالای بال مورد استفاده قرار می گرفت ، اما دیگر به کار نمی رود.

۱۱.۱.۱ نصب زیر بال

بیش ترین جای گیری موتور در زیر بال انجام می گیرد. این چیدمان منطقی به نظر می رسد ، زیرا وزن موتور در جایی که نیروی برا تولید می شود ، حمل می شود. لحظه های خم شدن بال ها نسبتاً کم می باشد ، که برای وزن بال ها سودمند می باشد.

اما با توجه به نوع هواپیما نصب زیر بال ها کم تر سودمند می باشد. به خاطر مجاورت نزدیک موتور با بال ها عکس العمل های میدان جریان نامطلوبی اتفاق می افتد. قطر بزرگ توربوفن های نسبت کنار گذاری بالا ، به ویژه ،

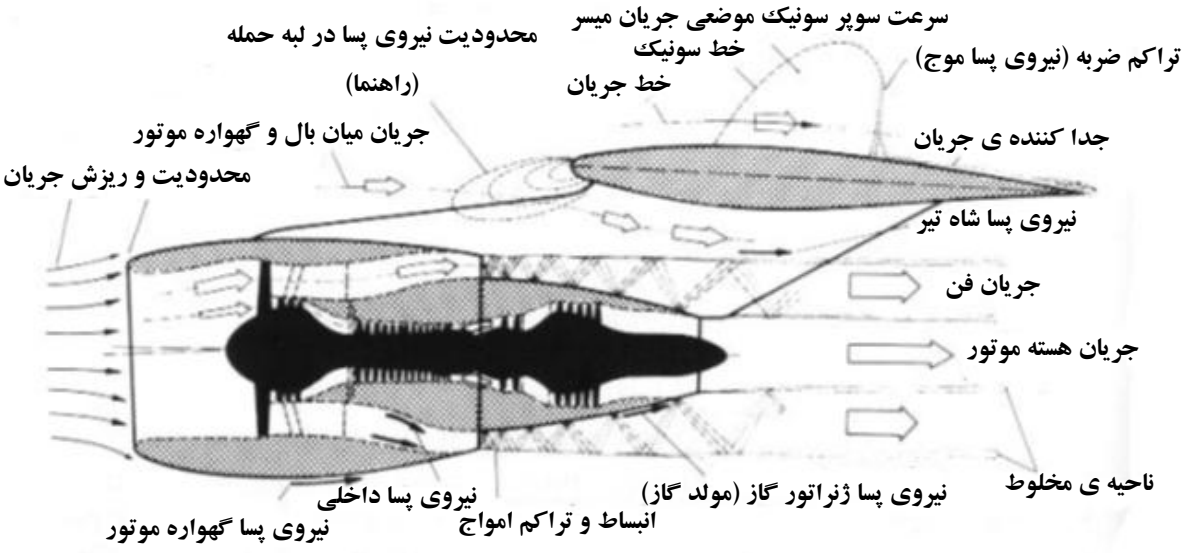
[۱] Comet

به تأثیرات داخلی بسیار احساس می باشد. تلاش های زیادی باید صورت گیرد تا در مورد مصرف پایین سوخت این نوع هواپیما ها از نظر نصب نا مناسب سرمایه گذاری صورت گیرد.

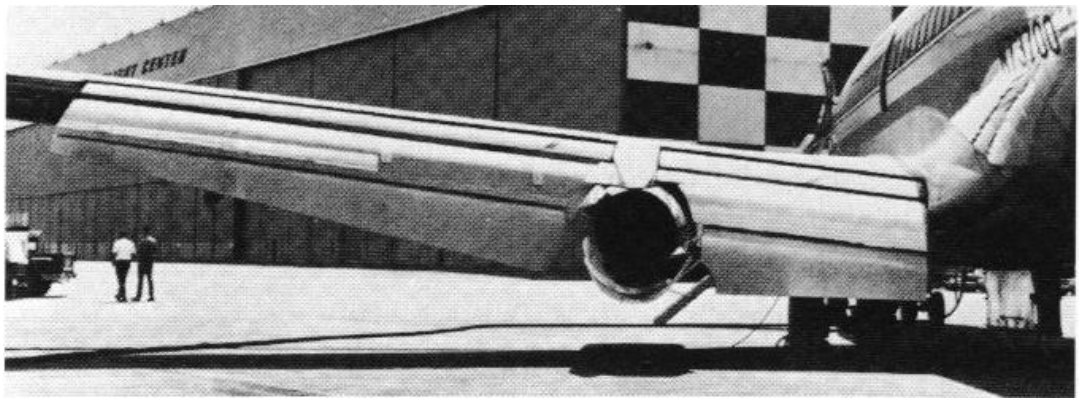
شکل ۱-۱۱ آرایش موتور زیر بال (Airbus A340)

عامل هایی که به طور معکوس بر نیروی پسا تأثیر می گذارد عبارتند از (شکل ۲-۱۱):

- فرسایش جت فن
- ریزش هوای زیادی
- سرعت سوپر سونیک موضعی
- اصطکاک



شکل ۲-۱۱ مشخصات میدان جریان نصب زیر بال



شکل ۳-۱۱ با نصب مستقیم موتور ها در زیر بال ، برش فلپ لازم می باشد

یکی از عامل هایی که مستقیماً در رأس نیروی پسا وارد می شود ، خراب شدن جت فن در هواکش و شاه تیر می باشد. نتیجه کار افت نیروی محوری می باشد.

یک هواکش فن بزرگ به طور قابل ملاحظه ای ، در نیروی پسای هواپیما سهیم می باشد. که مقدار آن با تنظیمات نیروی محوری ، تحت تأثیر قرار می گیرد. اگر ملزومات کمپرسور هواپیما ، کاهش یابد ، مجرای ورودی ، هوای بیش تری از آن چه مورد نیاز می باشد را ارائه می نماید ، که جریان هوای زیادی به بیرون می رود. اگر هوای زیادی از لبه ی مجرای در سردی جدا گردد ، نیروی پسا[۱] اتفاق می افتد.

جریان سوپر سونیک با موج ضربه ای وابسته در پشت هواکش فن ، اتفاق می افتد ، که با ظاهر شدن موج ضربه ای ، پسای موج[۲] اتفاق می افتد.

همان طور که جت فن به ژنراتور گاز کشیده می شود ، پسای اصطکاک پوسته ، علاوه بر پسای موج ، موجب خواهد شد.

نسبت فشار خروجی فن ، همراه با هندسه ژنراتور گاز ، موجب افزایش افت نیروی محوری خواهد شد. نسبت فشار تخلیه موتور های نسبت کنار گذاری بالا مدرن ، حدود ۲.۵ می باشد (به این معنی که ، فشار مطلق در خروجی فن به فشار استاتیکی محیط). همان طور که این نسبت فشار ، فرا بحرانی می باشد ، جت فن ، برای رسیدن به سرعت سوپر سونیک در طول ژنراتور گاز ، شتاب می گیرد. هندسه محدبی این شرایط را بد تر می نماید که منجر به موج ضربه ای تولید کننده پسا خواهد شد.

---

[۱] Spillage drag

[۲] Wave drag

در کل پسای گهواره به طور واحد ، ممکن است میزان ۹ در صد ، پسای کل گهواره به حساب آورده شود. اجزای پسای گهواره ، پسای هواکش فن ۳.۲٪ ، پسای جریان هوای داخلی فن ۲.۲٪ ، پسای ژنراتور گاز ۲.۱ درصد ، و پسای شاه تیر ۱.۵٪ ، می باشد.

آن چه هنوز در حسابرسی پسا نادیده گرفته می شود ، پسایی است که از نصب زیر بال موتور حاصل می گردد. گهواره و قسمت زیرین بال با همدیگر مجرایی را شکل می دهند که در هر دو طرف باز می باشند. سرعت زیاد در مجرا موجب فشار پایین بر بال ها در زیر می شود ، که موجب نیروی آیرودینامیک به سمت پایین می شود ، که سرانجام موجب صعود می شود. برای به حداقل رساندن این چنین تأثیری موتور ها تا جای ممکن دور از بال ها قرار می گیرند. در عمل ، موقعیت خط مرکزی ، برای یک قطر گهواره زیر بال گوشه ی هدایت کننده ، با لبه ی ورودی ، برای سه چهارم یک طول گهواره جریان بالا بال هدایت کننده ترتیب یافته است.

نصب اولیه ی زیر بال در مورد بوئینگ ۲۰۰-۷۳۷ مشخصه الصاق مستقیم بال / موتور ، بدون مجرا می باشد. مزیت مهم این لبه از لبه فرود ، این است که ، کوتاه تر می باشد. این جنبه صرفه جویی در وزن در مقابل پسای آیرودینامیک بالا تر و طراحی فلپ پیچیده تر اعمال می شود که نیاز به قطع جریان در اطراف موتور دارد.

یک کار مهم در نصب بال ها انتخاب محل موتور می باشد. مزیت قرارگیری موتور دور از بدنه هواپیما برای صرفه جویی در وزن موتور ، محدود به بررسی های قابلیت کنترل یک موتور می شود. در مورد نیروی محوری غیر متوازن که با نقص یک موتور ایجاد می شود ، سکان هواپیما می بایست قادر به کنترل لحظه انحراف نوسانی مطمئن باشد. اگر موتور ها دور از هم قرار بگیرند ، سکان می بایست افزایش یابد ، که به وزن بدنه هواپیما و پسای آیرودینامیک اضافه می شود.

به طور خلاصه برخی جنبه ها می بایست در زمان قرار گیری موتور ، زیر بال ها بررسی شود. راه حل مطلوب از طریق آزمایش های تونل باد به دست می آید.

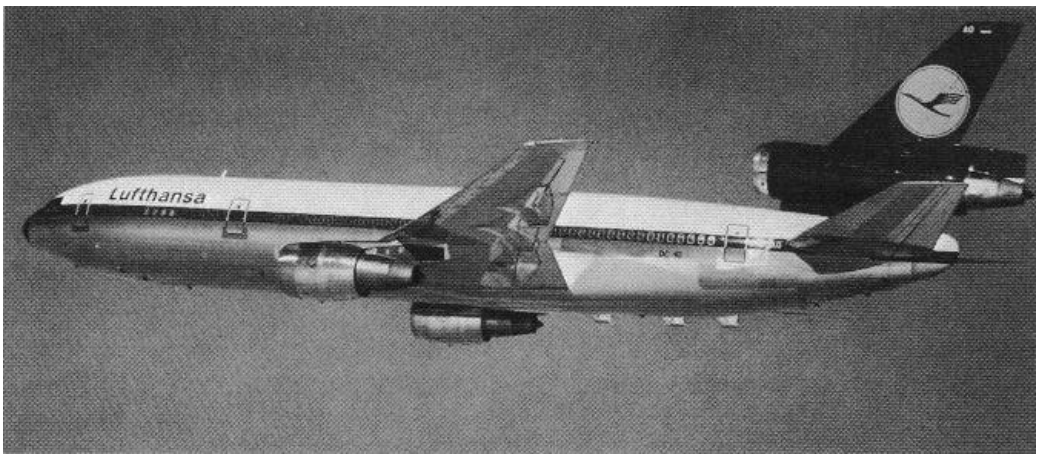
۱۱.۱.۲ نصب بدنه هواپیما

علت نصب موتور ها در بدنه عقب به جای زیر بال ها خاصیت آیرودینامیک می باشد ، به طوری که جریان بال ها از تأثیرات معکوس موتور توزیع نمی گردد. همچنین نصب بدنه زمانی سودمند خواهد بود که هواپیما در وضعیت نیروی برا (لیفت) بالا می باشد. زیرا فلپ ها در محدوده کامل بین پایه بال و قسمت متحرک بال هواپیما نصب می گردد.

هواپیمایی که تمام موتور های آن در بدنه عقب قرار گرفته باشد دارای ترتیب دنباله ای T شکل می باشد ، که بدنه افقی عقب آن در بالای پایاساز عمودی قرار دارد. یکی از دلایل این کار ، جلوگیری از مزاحمت معکوس گاز خروجی داغ برای بال عمودی هواپیما ، می باشد.

با این وجود ، در زمانی که هواپیما در زاویه بالای حمله می باشد دنباله T شکل بدون مشکل نمی باشد. اگر از حداکثر تصادف مجاز تجاوز گردد جریان جدا شده از بال ها ممکن است موجب شود ، دنباله هواپیما از کار بیفتد ، که می تواند هواپیما را غیر قابل کنترل نماید. همچنین ممکن است به خاطر جریان نامناسب مدخل ورودی که هواپیما قادر به بهبود آن نمی باشد موتور ، نیروی محوری خود را از دست بدهد. این پدیده موجب حوادث مختلفی می شود. بهترین کار احتیاطی ، مانع شدن از زاویه حمله از طریق دست یابی به کم ترین سرعت هواپیما می باشد.

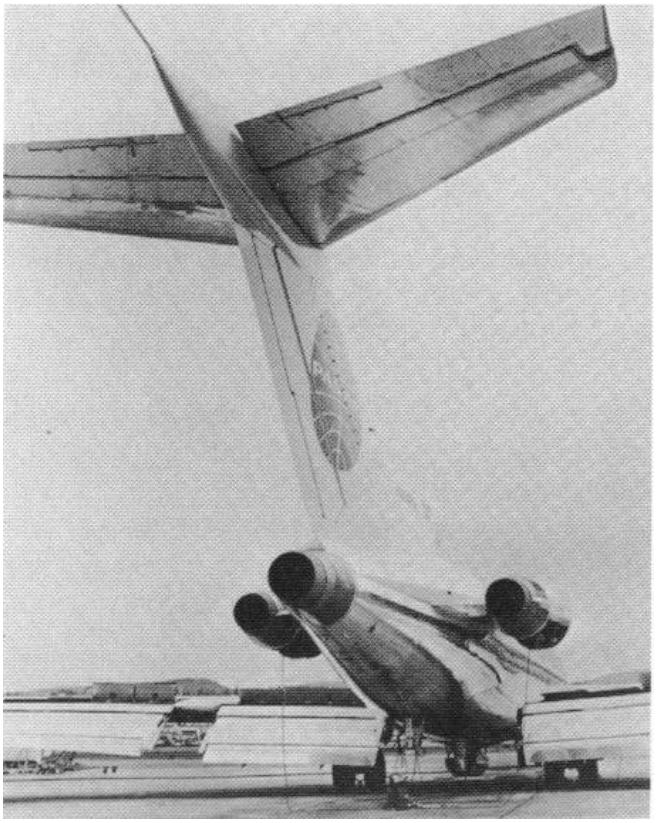
برخی هواپیما های اولیه به ویژه Lockheed TriStar و بوئینگ ۷۲۷ دارای مشخصه نصب بدنه عقب می باشند ، و دارای موتور مرکزی می باشد که در بدنه عقب جای گرفته اند. جریان هوا برای این موتور ها از طریق مجرای S شکل تأمین می شود که با مجرای ورودی هوا در پایین بال همراه است.



شکل ۵-۱۱ طراحی دنباله T ، نیاز به موتور های قرار گرفته درعقب دارد (بوئینگ ۷۲۷).

به دلیل این که ، خط نیروی محوری این هواپیما منطبق با خط مرکزی موتور می باشد ، نقص هواپیما باعث گشتاور اضافی می شود ، که می بایست متعادل شود. علاوه بر این ، سکان بر طبق طول لبه دنباله بال نصب می شود.

با این وجود ، مشکل نصب موتور بدنه ، فاصله زیاد موتور های سنگین از مرکز ثقل هواپیما می باشد. این چیز در زمان متوازن کردن هواپیما موجب مشکلاتی می شود ، زیرا مرکز ثقل به گوناگونی بار مفید حساس می باشد. جهت رفع این مشکل ، حتی ممکن است لازم شود کیسه های شن در بدنه جلویی حمل شود ، در زمانی که بار مفید پایین می باشد.



شکل ۶-۱۱ هواپیمایی که با سه موتور نسبت کنار گذاری بالا بزرگ قدرت می گیرد به عنوان نصب بدنه عقبی و شناخته می شوند(McDonnell Douglas DC-10-30).

اگر موتور ها زیر اندازه مشخصی رشد نمایند ، تأثیرات بسیار بزرگ و سنگین مانع نصب موتور در تمام بدنه می شود. در مواردی نصب ترکیبی ، راه حل خوبی می باشد ، همانند آن چه به وسیله McDonnell Douglas با سیستم حمل و نقل DC-10 و DC-11 انجام شده بود. در کل نصب بدنه عقب ، یک راه حل مهندسی مناسب ، برای قرار دادن موتور در بدنه هواپیما است که برخی شرکت هواپیمایی مدرن دنبال می شود.

۱۱.۱.۳ نصب بالای بال

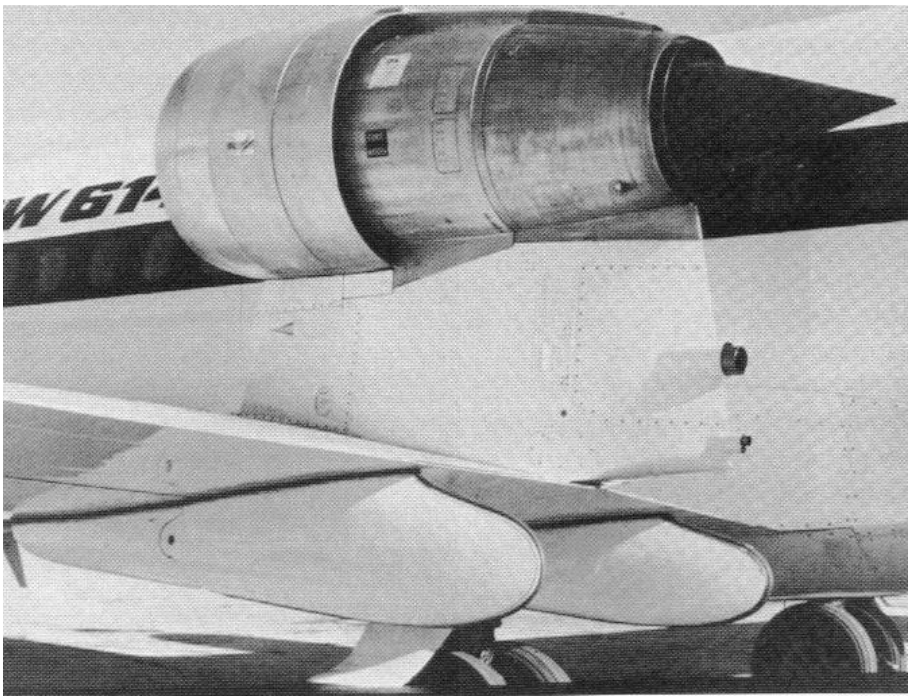
یکی از کار هایی که در مورد سر و صدای هواپیما های جدید انجام گرفته است ، انگیزه ای جدید برای نصب موتور در بالای بال می باشد که با هواپیما های متوسط VFW-Fokker 614 قبلاً به طور موفق انجام گرفته است. ایده مبنایی حذف عیوب مشکل مرکز ثقل نصب بدنه و پایه های دنده ای بزرگ نصب زیر بال می باشد. علاوه بر این موقعیت بالای موتور می تواند ، مانع آسیب خوردن اشیاء خارجی در زمان کار از راه دور یا باند های فرودگاهی غیر آماده شود. همچنین مشخصات سر و صدا به خاطر سر و صدا فن بال ها ، با بسامد بالا بر دیگر هواپیما ها ترجیح داده می شود. همچنین نصب بالای بال ، در پروژه های بوئینگ در آن زمان مورد بررسی قرار گرفت.

اگر چه این راه حل مهندسی ، انقلابی به نظر می آمد ، اما باقی نماند. با داشتن موتور هایی در سطح حساسیت بالا ، بال ها در زمان که سرعت اضافی وجود دارد موجب جریان ، حتی حساس تر برای اختلال از خروجی جت و شاه تیر ها می شود. همان طور که جت جریان سطح بالایی را افزایش می دهد ، جریان موضعی سوپر سونیک اتفاق می افتد که با موج ضربه ای بعدی و پسای موج وابسته ، همراه است.

۱۱.۲ هواپیما جنگی

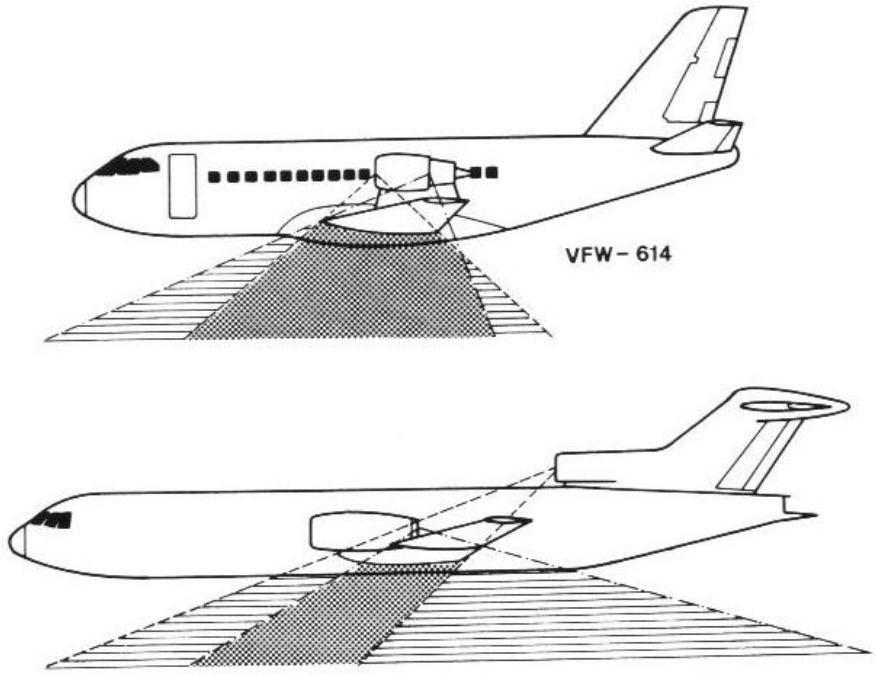
ملزومات عملیاتی هواپیمای جنگی برای اندازه کوچک ، وزن کم و قابلیت مانور بالا استفاده می شود. خاصیت ویژه آن نسبت وزن به نیروی محوری بالای آن می باشد که تا ۱.۴ می رسد. پیش نیاز طراحی هواپیمای جنگی با کارکرد بالا بدنه هواپیمای پیشرفته همراه با موتور های با نیروی محوری بالا و مصرف سوخت پایین می باشد.

شکل ۶-۱۱ اولین هواپیما دارای نصب بالای بال (VFW-Fokker 614 در دهه ی شصت)

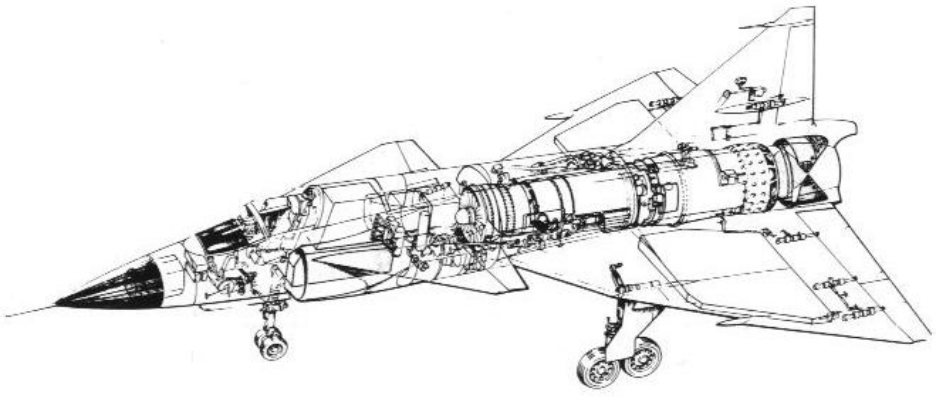


بر خلاف هواپیما های ساب سونیک ، هواپیما های جنگی می بایست دارای سرعت زیاد و همپوشانی بالا بوده و می بایست دارای قابلیت مانور عالی باشد. این نیاز به طراحی آیرودینامیک با کارامدی بالا دارد که شامل سطح داخلی مجرای موتور می شود. وظیفه موتور ترکیبی و بدنه هواپیما بیش تر مورد توجه می باشد.

نصب داخلی موتور ابعاد بدنه و در برخی موارد موقعیت بال و دنباله را مشخص می سازد. مشکلات به وجود آمده در اثر نصب داخلی موتور وابسته به مجرای داخلی و بدنه عقبی هواپیمای جنگی می باشد.



شکل ۷-۱۱ پوشش سر و صدا که با نصب بالا بال موتور مورد آزمانش قرار می گیرد (بالا: VFW-Fokker 614 ، پایین: پروژه بوئینگ 7X7 ، هر دو در دهه ی شصت)

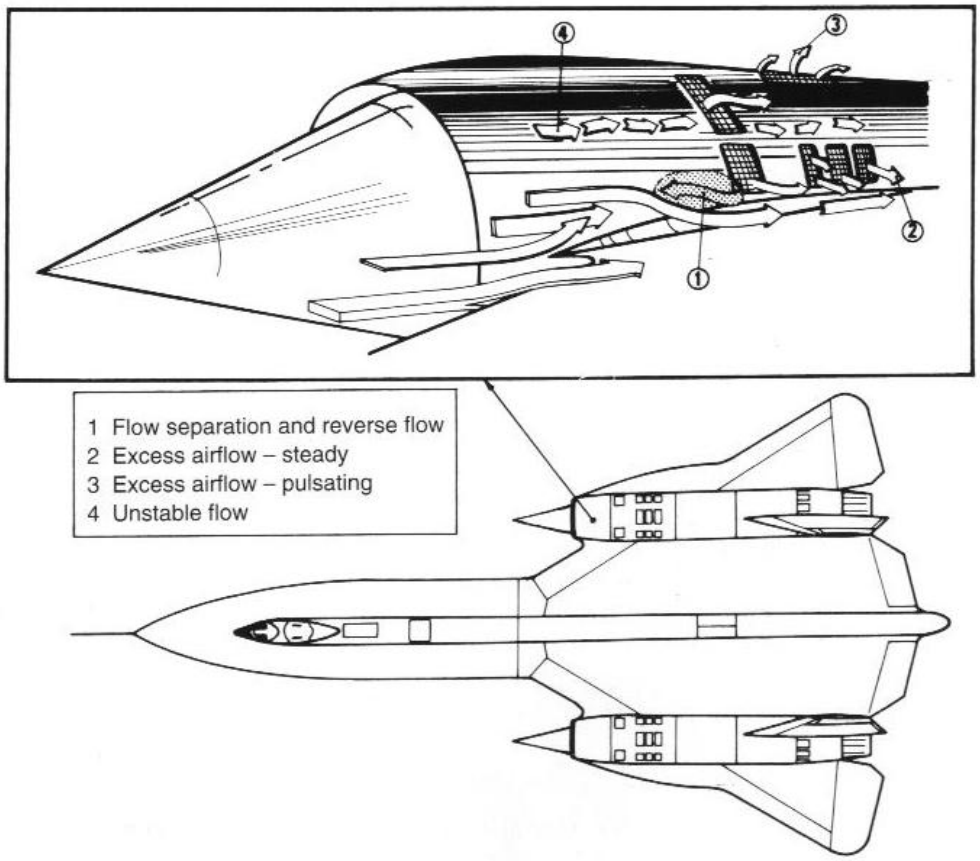


شکل ۸-۱۱ طراحی آیرودینامیک کارامد بدنه هواپیما که با قرار دادن موتور در بدنه مورد آزمایش قرار می گیرد (SAAB Viggen)

۱۱.۲.۱ ملاحظات نصب درورودی

پوشش سرعت عملیات هواپیما های جنگی از سرعت ساب سونیک به سوپر سونیک با حداکثر سرعت معادل ۲.۵ ماخ توسعه می یابند. هواپیما های ویژه با سرعت بالا از قبیل SR-71 و MiG-31 به سرعت ماخ ۳+ دست می یابند. نبرد جنگنده های هوایی[۱] که نیاز به قابلیت مانور بالا دارد در سرعت سوپر سونیک انجام می گیرد. مصرف سوخت آن در زمان جنگ ساب سونیکی بسیار پایین می باشد.

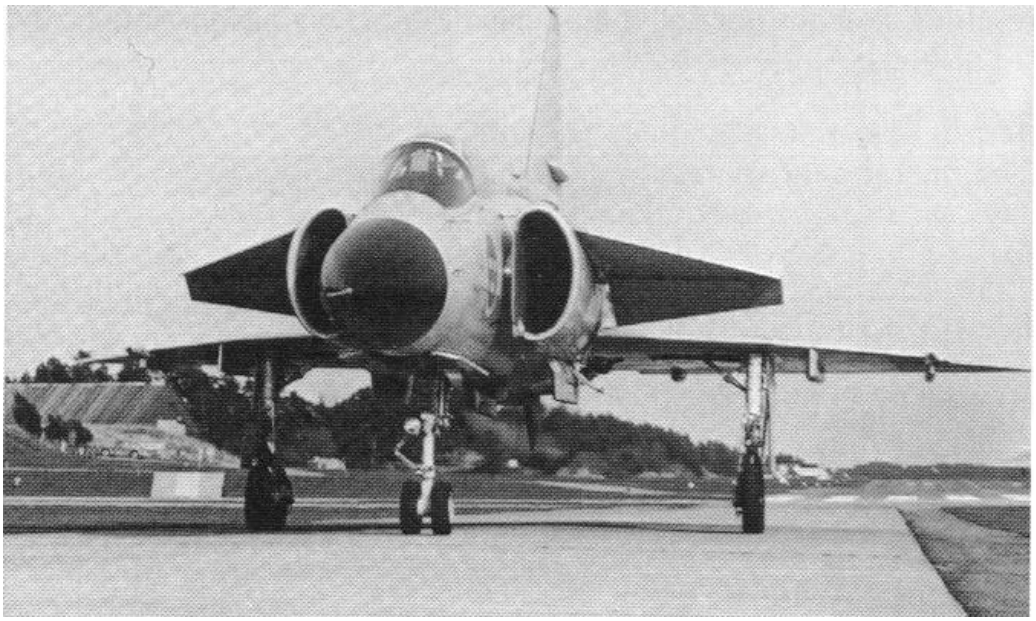
حفظ کارکرد هواپیما در سرعت کامل نیاز به طراحی مجرای ورودی هوا دارد. نه تنها می بایست برای هواپیما جریان هوای مداوم با کیفیت بالا ارائه شود ، بلکه تأثیرات نامطلوب آن جریان بر هواپیما می بایست به حداقل برسد.



شکل ۹-۱۱ جریان زمینی گهواره مزاحم از انباشت هوای زیادی (Lockheed SR-71)

۱) جریان جدا شونده و جریان معکوس
۲) جریان هوای اضافه – یکنواخت
۳) جریان هوای اضافه – نوسانی
۴) جریان ناپایدار

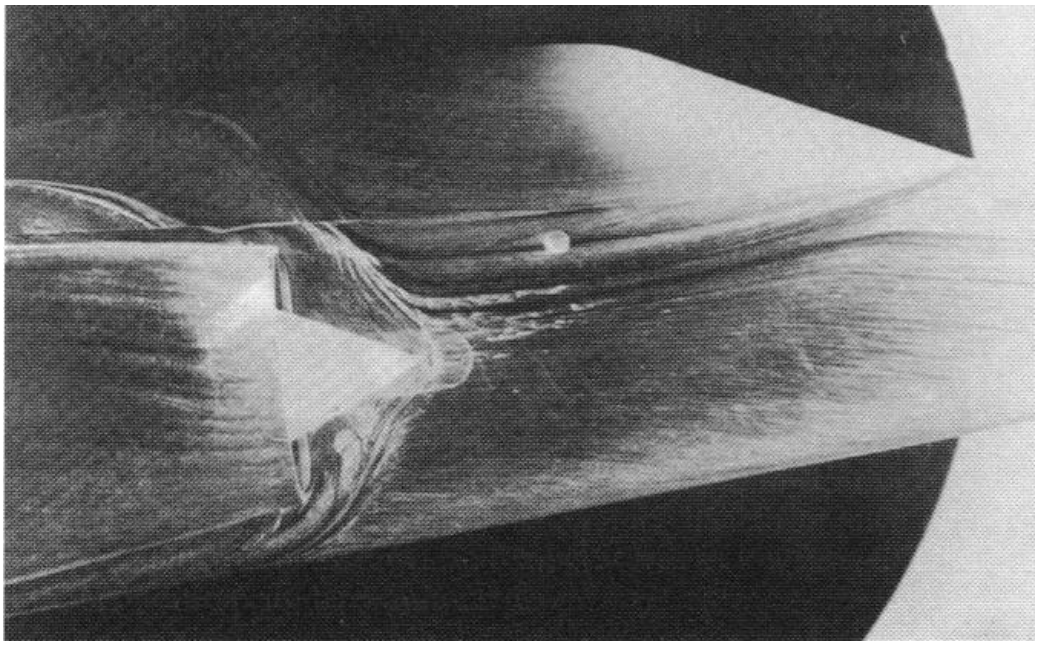
[۱] Dog fights



شکل ۱۰-۱۱ ورودی های هوای نصب شده در اطراف

بالا: دیفیوزر ضربه عمودی SAAB Viggen

پایین: دیفیوزر ضربه مایل McDonnel Douglas F-4



شکل ۱۱-۱۱ با کاربرد رنگ روغن در تونل هوا جریان ورودی قابل رویت می شود (ورودی متقارن ، جریان هوای بیشینه ، انتشار ۹ درجه)

مشخصات ورودی با پارامتر هایی از قبیل فشار مطلق بازگشتی ، شکست ، و تلاطم مشخص می شود. این مربوط به ورودی کمپرسور می باشد ، بنابراین وابسته به جریان داخلی می باشد. علاوه بر این دینامیک سیال بر نیروی برا و پسای هواپیما تأثیر می گذارد.

اکثر افت های ورودی به خاطر افزایش هوا می باشد که توسط ورودی تهیه می شود. اگر تقاضای جریان هوای موتور کم تر باشد ، هوای زیادی می بایست به هوای اطراف آزاد گردد. مثلاً اگر ورودی هوا برای سرعت سوپر سونیک بالا طراحی شده باشد ، آن وقت افزایش سرعت ساب سونیک ارائه می شود. این از طریق دهانه ویژه خروجی در گهواره انجام می گیرد ، که با توزیع زمینه خارجی موجب نیروی پسا می شود.

انتخاب نوع ورودی ، بستگی به کاربرد اولیه ای دارد که برای آن هواپیما طراحی شده است. استفاده از هواپیمای جنگی در داخل محفظه سرعت و یا وضعیت بزرگ مشخصه ورودی خروجی می باشد که در کناره های بدنه قرار داده می شود این چنین ورودی هایی به عنوان ضربه مایل یا دیفیوزر ضربه عمودی ، اجرا می گردد.

زمینه جریان به وسیله تعدادی عامل های هندسی از قبیل قسمت جلو بدنه مورد تأثیر قرار می گیرد که شامل حذف سر و صدا ، طراحی کانوپی[۱] و موقعیت ورودی نسبت به کانوپی می شود.

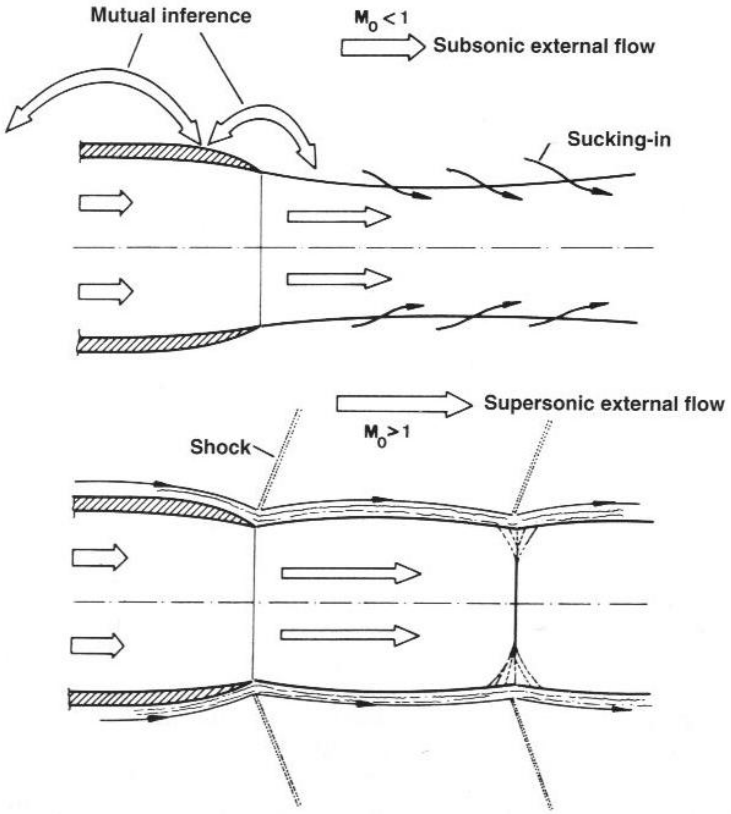
[۱] Canopy: پوشش شفاف روی قسمت خدمه پرواز

تأثیرات آیرودینامیک معمولاً در تونل هوا مورد بررسی قرار می گیرد. در حالی که حجم آزمایش نیرو و اندازه گیری های گشتاور را در بر می گیرد تصویرسازی جریان به وسیله کاربرد تکنیک رنگ روغن ایجاد می شود.

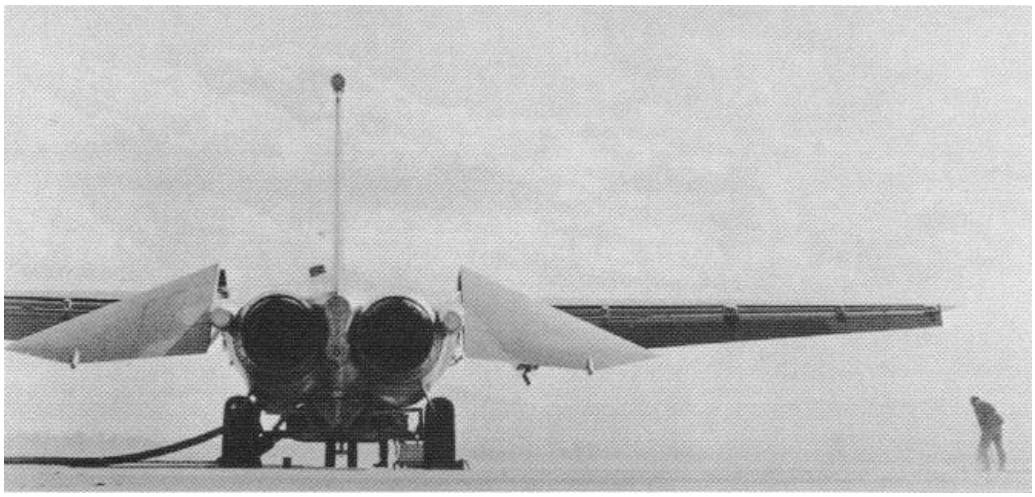
در موارد خاص که مأموریت جنگی نیاز به پرواز طولانی مدت در عدد ماخ سوپر سونیک بالا دارد ، بدون نیاز به مانور ورودی های فشرده ترکیبی مورد استفاده قرار می گیرد ، که جریان سوپر سونیک را از طریق تعدادی ضربه های منعکس کننده پایین تر از سرعت ساب سونیک منتشر می نماید. برای این چنین مأموریتی ورودی هوای فشرده خارجی به خاطر پسای آیرودینامیک زیاد در عدد ماخ سوپر سونیک به کار نمی رود.

۱۱.۲.۲ میدان جریان سمت عقب بدنه

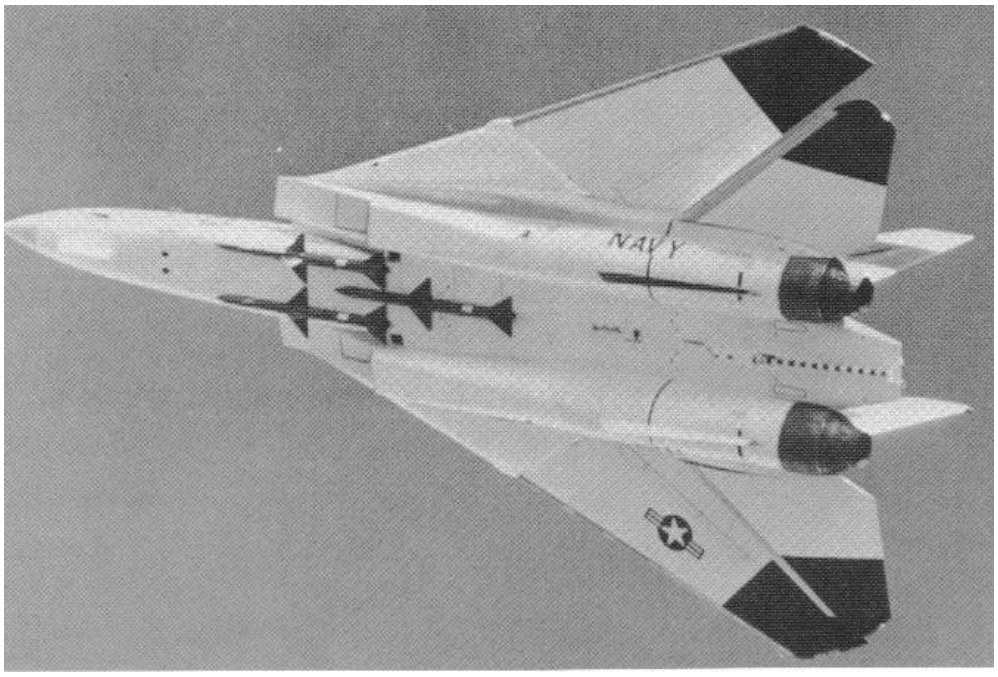
ترکیب کارامد خروجی دهانه با بدنه عقب با ظهور جنگنده های چند منظوره اجباری شده است. کار یکپارچه سازی عقب بدنه بیش تر مورد تقاضا است ، زیرا مقبولیت دهانه برای عدد ماخ مختلف و ارتفاع پرواز نیاز به کاربرد تکنولوژی هندسی متغیر دارد. تأثیرات تداخلی دو جانبه بین خروجی جت و اتمسفر محیط ، بر توزیع فشار برعقب بدنه تأثیر خواهد گذاشت ، که در نتیجه موجب جداسازی جریان می شود. همچنین ممکن است جداسازی جریان در دهانه اتفاق بیفتد که منجر به کاهش نیروی محوری می شود. یک پارچه سازی کارامد ، اشکال این نوع را به حداقل می رساند.



شکل ۱۲-۱۱ تأثیرات تداخل بین خروجی جت و بدنه عقب هواپیما در سرعت پرواز سوپر سونیک و ساب سونیک



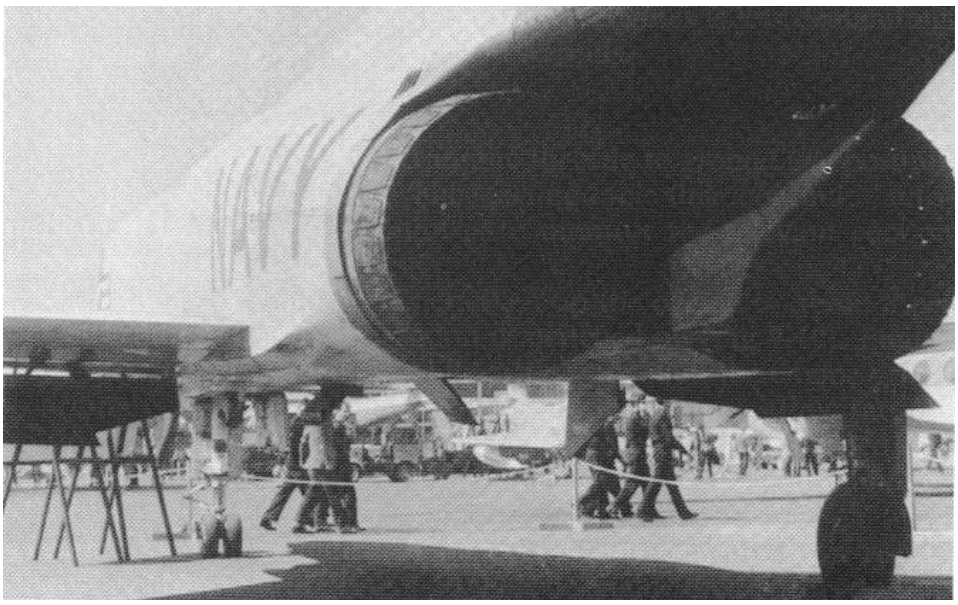
شکل ۱۳-۱۱ بین موتورها بر پسای بدنه عقب تأثیر می گذارد (بالا: McDonnell Douglas F-4 ، پایین:-Grmman F-14)



دود جت از دهانه توسط دو عامل مهم مشخص می گردد.

۱ جت شبیه به یک بدنه خشک عمل می کند که موجب جایگزینی جریان خروجی می شود.
۲ جت هوا را از جریان خروجی دنبال می نماید که موجب می شود جت به مورد داخلی منبسط شود.

اگر هواپیما در سرعت ساب سونیک پرواز نماید تأثیرات مرتبط با جت ممکن است اتفاق بیافتد. کنتور جت در جهت رو به بالا عمل می نماید تا بر جریان در عقب بدنه تأثیر بگذارد که جداسازی جریان را در محیط بالای بدنه رها می نماید.



شکل ۱۴-۱۱ تأثیرات مداخلاتی پیچیده با هواپیماهایی که با فاصله تر از هم قرار دارند اتفاق می افتد (General Dynamics F-111)

اگر هواپیما در سرعت سوپر سونیک پرواز نماید ، گسترش مداخلات رو به بالا منحصر به قسمت ساب سونیکی لایه مرزی می شود. اما موج ضربه ای که از جت ناشی می شود ، تأثیرگذاری قسمت افقی هواپیما را خراب می نماید. این چنین تأثیراتی می بایست در طراحی هواپیما های جنگی مورد بررسی قرارگیرد.

هواپیما های جنگی دارای لایه های موتور دو گانه یا واحد می باشند و اگر هواپیما دارای ترتیب موتور کنار هم باشد ، پیچیده می باشد. پارامتر های مهم برای یکپارچه سازی فاصله گذاری جانبی موتور ، مقابل هم قرار گرفتن بدنه عقب و ترتیب دنباله هواپیما می باشد.

شکل ۱۵-۱۱ پیکر بندی ها با بال عمودی واحد دارای پسای کم تری است

در سرعت پرواز ساب سونیک فاصله گذاری جانبی موتور تنها تأثیر مهم بر پسای هواپیما می باشد. در سرعت سوپر سونیک پسای هواپیما با فاصله گذاری افزایش می یابد. به این دلیل موتور می بایست تا جای ممکن نزدیک به یکدیگر قرار گیرند. صافکاری میانی بین دو دهانه هر چند در اندازه کوچک دارای تأثیر زیادی بر پسای هواپیما دارد. اگر به عنوان گوه عمودی مرتب گردد پسا بالا می باشد ، زیرا منطقه فشار پایین بین عقب بدنه مخروطی و صافکاری میانی قرار می گیرد ، و نیروی آیرودینامیک بدست آمده بر نیروی محوری تأثیر می گذارد. این تأثیر معکوس ممکن است با بسط گوه عمودی در جهت رو به پایین در خروجی دهانه تحویل گردد. متناوباً یک صافکاری افقی موجب پسای کم تر می شود.

هواپیما های دارای یک بال دارای پسای کم تر می باشند. دو بال نه تنها از طریق منطقه سطحی بزرگ تر بلکه از پسای مداخله از این طریق موجب پسای بیش تر می شود ، اگر چه با چرخاندن بال ها رو به بالا مثلاً در F-15 این چیز به حداقل می رسد.