

行政院及所屬各機關出國報告

(出國類別：實習)

赴俄羅斯研習「飛機結構、航空發動機及特殊材料在航空工業的應用及台俄航太技術移轉與合作」報告

服務機關：經濟部航太工業發展推動小組

出國人 職 稱：專案經理

姓 名：簡志維

出國地點：俄羅斯

出國期間：92年12月15日至92年12月29日

報告日期：93年2月23日

系統識別號  
C09300735

### 行政院及所屬各機關出國報告提要

出國報告名稱：飛機結構、航空發動機及特殊材料在航空工業的應用  
及台俄航太技術移轉與合作

頁數 73 含附件：是 否

出國計畫主辦機關：經濟部國際合作處／林春億／02-23212200

出國人員：簡志維／經濟部／航太工業發展推動小組／專案經理

出國類別：1 考察2 進修3 研究4 實習5 其他

出國期間：民國 92 年 12 月 15 日～92 年 12 月 29 日

出國地區：俄羅斯

報告日期：民國 93 年 2 月 23 日

分類號／目

關鍵詞：航太、航空、材料、複合材料、俄羅斯、發動機、內裝

內容摘要：

本屆參訪研習日期從民國九十二年十二月十五日至二月二十九日，共計十五天。研習主題為飛機結構、航空發動機及特殊材料在航空工業的應用及台俄航太技術移轉與合作，本此研習行程由台北莫斯科經濟文化協調委員會(北莫協)駐莫斯科代表處經濟組與俄羅斯國家科學院機械工程研究所協助負責安排，行程內容緊湊充實，研習參訪期間承蒙台北莫斯科經濟文化協調委員會(北莫協)駐莫斯科代表處經濟組的曹四洋組長與廖浩志商務秘書協助各項事宜，在此謹對於北莫協經濟組的安排與協助致以謝意。另特別感謝經濟部國際合作處的吳德嵩科長與林春億專員於此活動所給予的鼎力協助。

本文電子檔已上傳至出國報告資訊網 (<http://report.gsn.gov.tw>)

# 目次

一、 前言

二、 研習行程表

三、 研習課程內容

四、 結論與建議

五、 附件資料

## 一、前言

民國八十四年五月經濟部頒訂「中俄技術合作計畫實施要點」，並由經濟部國際合作處與俄羅斯國家科學院機械工程研究所共同主辦，本屆參訪研習日期從民國九十二年十二月十五日至二月二十九日，共計十五天。研習主題為航太引擎、材料、飛機氣動力外型設計等，本此研習行程由台北莫斯科經濟文化協調委員會(北莫協)駐莫斯科代表處經濟組與俄羅斯國家科學院機械工程研究所協助負責安排，行程內容緊湊充實，研習參訪期間承蒙台北莫斯科經濟文化協調委員會(北莫協)駐莫斯科代表處經濟組的曹四洋組長與廖浩志商務秘書協助各項事宜，在此謹對於北莫協經濟組的安排與協助致以謝意。另特別感謝經濟部國際合作處的吳德嵩科長與林春億專員於此活動所給予的鼎力協助。

## 二、研習行程表

日期	研習行程	習研單位
12/15(一)	台北→阿姆斯特丹	
12/16(二)	阿姆斯特丹→莫斯科	
12/17(三)	俄羅斯整體航空工業發展簡介	儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)
12/18(四)	Russian Flanker-A Engine vector nozzle design, Its advantage and weaknesses	儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)
12/19(五)	Russian engine design features, engine parts manufacture system.	儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)
12/20(六)	研習資料彙整	
12/21(日)	研習資料彙整	
12/22(一)	Engine fan blade optimum design, stall and vibration	巴拉諾夫航空發動機研究中心(TsIAM)
12/23(二)	Engine fan blade optimum design, stall and vibration	巴拉諾夫航空發動機研究中心(TsIAM)
12/24(三)	Application of composite material in aircraft structures and interiors	儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)
12/25(四)	Aircraft composite materials structures manufacturing technique to enhance strength and reduce weight	儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)
12/26(五)	Application of composite materials in aircraft structures and interiors	伊留申航空集團公司
12/27(六)	與莫斯科(ICTC)及莫駐台辦共同討論研習行程安排與課程內容之事宜	台北駐莫斯科文化經濟組辦事處
12/28(日)	莫斯科→倫敦→台北	
12/29(一)	抵達台北	

### 三、研習課程內容

12月17日

#### 俄羅斯整體航空工業發展簡介

蘇聯在革命勝利後，政府就積極投入航空工業的發展，在1918年蘇聯政府成立第一家國家級的航空研究單位，即中央空氣動與流體動力學研究中心（TsAIG），該中心也是成為蘇聯在航空工業研究發展的基石，該研究中心經過多年的研究以漸漸有了成果，且該中心也陸續拓展並成立其他研究中心，如航空材料研究中心、航空發動機研究中心、航空技術與試飛研究中心等，上述之航空研究單位的成立使蘇聯的航空工業初步完成建立研發、設計、製造三個體系。

由於蘇聯政府投入巨資大力支持航空工業發展，尤其以國防航空工業所佔的比例最高，在六〇至八〇年代期間可以說是航空工業發展飛黃騰達的時期，當時蘇聯以發展出各式樣的戰鬥機、轟炸機、教練機、運輸機、攻擊直升機等，技術水準已不輸西方國家，蘇聯也因此成為公認之國防航空工業的強國，在九〇年代年初期蘇聯航空工業已到達顛峰狀態，當時從事航空事業人口達160萬人之多，可見當時航空工業在蘇聯發展之鼎盛。

蘇聯在1991解體後，造成使蘇聯在經濟與人民生活秩序莫大的影響，使新成立的俄羅斯聯邦面臨嚴重的經濟衰敗的考驗，相對也使航

空工業發展與後續研究工作造成嚴重的影響，新政府大力大幅縮減航空工業發展預算，合併精減旗下多家航空研究、技術、製造單位，政府不再以全額補助各單位，而是鼓勵各單位可自行對外爭取合作資金提升競爭力，但國家級的研究單位仍屬機密單位仍是禁止外界接觸。

俄羅斯在 1992 開始致力向外推展自製航空產品，含蓋軍用、民用之領域，過去嚴格管制的飛機製造廠及航空試驗中心等，如今已紛紛錄製英文廣告、文宣等資料向外尋求合作機會，同時俄羅斯積極參與世界各國所舉辦之航空展秀出俄羅斯最尖端之科技，如舉世聞名的蘇愷 27 及蘇愷 37 戰機的空中表演是令全球航空強國如此的刮目相看。在 1993 年開始俄羅斯也舉辦了第一屆莫斯科航空展，該展二年舉辦一次，目的在於希望能讓全球更瞭解俄羅斯的航空技術，同時爭取國際合作的機會，果然莫斯科航空展每屆舉辦時皆吸引大批軍用、民用航空專業人士及商業人士前往參加，並促成了多項國際合作的機會。

## ● 俄羅斯航空研發與製造機構介紹

### 1. 中央空氣與流體動力學研究機構(TsAGI)

TsAGI 位於莫斯科，成立於 1918 年 12 月，主要從事於空氣動力和流體動力學的研究，該單位被奉稱為俄羅斯航空工業研究之母，也是俄羅斯諸多研發單位中最大的航空研發機構，TsAGI

擁有龐大航空科技的學者與專業航空人才，該單位人才大部份來自於莫斯科大學、莫斯科航空學院、哈爾科夫航空學院及列寧格勒工業大學畢業之數理菁英人才，該單位也接受辦理培訓短期國際航空人才訓練計畫，由於俄羅斯目前仍將航空工業視為機密與高科技工業，所以培訓費用與各先進國家比較略偏昂貴。

TsAGI 目前所從事航空研究項目有飛機氣動力外型之模擬參數分析、飛機結構彈性與氣動力相互影響關係、空氣動力學與彈性力學的基礎與應用研究、飛行力學與結構強度研究、風洞試驗等各項研究主題。在研發設備能量上，TsAGI 具有高速、低速風洞設施、發動機零組件試驗設備、結構零組件測試設備、推進系統研究設備、飛行模擬器設備、熱傳導與擴散研究分析設備以及各種電腦應用輔助分析軟體等設備。

TsAGI 也是飛機或飛行載具設計完成之最後審核中心，所設計出之飛行器是否能做第一次試飛，需由該單位提出飛機的適航性與安全性之分析審核報告，裁定審核結果被視為可否試飛之依據與標準，故 TsAGI 常參與制定國家適航法規等驗證程序之工作。

在航空研發之國際合作方面，TsAGI 與美國 NASA、法國 ONERA、



英國 RAE、中國 CAE 等皆有多方面接觸以及相關研發合作計畫，同時希望未來能更擴大各項航空領域之研究範圍。

## 2. 巴拉諾夫航空發動機研究中心 (TsAIM)

巴拉諾夫航空發動機研究中心成立於 1932 年，主要從事於航空發動機的研究，該單位是由中央空氣與流體動力學研究中心 (TsAGI) 之航空發動機研究部門及發動機設計製造部門共同結合建立，TsAIM 先期皆以研究螺旋槳發動機為主軸，從 1945 年起開始投入渦輪噴射發動機系統，並於 1955 年建立航空發動機試驗基地，爾後陸續建立電腦數值模擬中心與相關發動機生產製造等能量。

目前該中心主要研究項目有氣體動力分析、燃燒分析、發動機動力結構分析、發動機最佳化理論研究以及發動機控制理論分析等主題。研究與試驗設備有高速發動機試車設備、發動機結構零件受力模擬設備、高空與低空氣流模擬設備、燃燒試驗分析設備及強度試驗等設備。

在國際合作方面該中心與美國、英國、法國、德國及中國皆有相互交流合作事項，如與法國合作研究超高音速飛機其發動機的氣流分析，以及與中國合作研究如何提升戰鬥機推力性能等

研究。

### 3. 全俄羅斯航空材料研究中心 (VIAM)

全俄羅斯航空材料研究中心位於莫斯科，成立於 1932 年，主要從事於航空材料的研究與應用，該中心也是由中央空氣與流體動力學研究中心(TsAGI)之航空材料試驗部門分支成立獨立的研究中心，全中心分為七個部門包含碳纖複合材研究、有機纖維複合材研究、複合材試驗與強度分析、複合材料的應用與製造等，VIAM 具備完整研發體系與完善的研究設備，同時也背負著俄羅斯有關飛機結構材料、發動機材料及機載設備等國家型航空材料研發計畫，俄羅斯自行研製的飛機材料中達 90% 都是由 VIAM 所研發出來的，VIAM 是目前全俄羅斯航空材料最具權威的單位，俄羅斯人也自稱 VIAM 是全球一流的航空材料研究所。

VIAM 目前持續在航空材料著磨的項目有材料種類的探索研究、材料合金元素與碳纖元素分析、材料強度、疲勞、耐腐蝕、耐磨耗、隔熱分析，以及如何提升材料性能與各材料測試方法等皆是該中心目前研究的議題，除此之外該中心也參與材料應用、測試以及航空材料技術標準與適航性文件的制定等工作，其中應用的航空器的材料皆需由該中心認證核可後，該材料才可應用於飛機上。

#### 4. 西伯利亞航空研究中心(SIBNIA)

西伯利亞航空研究中心是在 1941 年經前蘇聯國防委員會決議，由 TsAGI 莫斯科分院的人員調度約 500 人赴西伯利亞成立俄羅斯第二個國家航空研究基地，在 1946 正式改名為西伯利亞航空研究中心。SIBNIA 在 1950~1970 期間就已完成重達 500 噸全尺寸飛機靜力強度實驗室的建置等相關試驗設備與生產設備，1970 年後期也陸續建立航空電算中心與飛行測試基地，以及靜力強度實驗室和疲勞載荷實驗室等。西伯利亞航空研究中心也是俄羅斯國防航空的重要研究機構，其中有參與軍方運輸機、教練機、行政專機等其他小型次音速飛機的設計與製造，另一方面也協助制訂航空零組件測試規範，以及適航驗證法規等相關文件，同時 SIBNIA 每年也出版約 300~500 份有關航空領域的研究論文，所以 SIBNIA 在俄羅斯的航空工業發展上扮演舉足輕重的角色。

SIBNIA 主要研究方向是機體結構強度及機載設備系統壽命等應用與研究，其次飛機的氣動力學也是 SIBNIA 研究的主軸，另外也研究真實模擬系統的可靠度，如風洞模擬試驗設備上加裝降雨系統、加壓系統、紅外線加溫系統、冷卻系統、真空系統等來符合真實環境，並取得重要實驗參數資訊，進行分析模擬系統所獲得資訊的可靠度。

12月18日

儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)

Russian Flanker-A Engine vector nozzle design, Its advantage and weaknesses

拜訪研習當天由 Power unit department 的 Dr. Ivan v. Voronich 博士全程說明與討論，該部門現有 7 位研究員各負責有關發動機空氣動力與氣體動力流場變化之數值模擬分析，在 1980 年該院已針對發動機噴角型態進行研究，該研究動機無非是要讓新一代戰機增進飛機操控性能與靈活性，以提高戰機在空對空纏鬥的優勢，Dr. Ivan 表示向量噴嘴具備優點需有：

- (一) 低速高攻角特性：眾所皆知定翼機皆有一最低失速速度，若將同型定翼機之噴嘴改為向量噴嘴，則該型機之飛行失速速度將可大大降低，原因在於它改變推力方向，使推力與重力產生瞬間抗衡，因此即可於瞬間補充飛機升力的不足，而導致飛機失速。
- (二) 具有短場起降的功能：向量噴嘴使飛機更充足的瞬間推力，特別在飛機起降時可大為縮減跑道的距離。
- (三) 降低阻力提高飛行馬赫數：二維向量噴嘴可減低推力氣流相互干擾的問題，使雙發動機的位置設計可更為靠近，如此可降低

飛行阻力同時提升飛行馬赫數。

(四) 提高飛機隱密性：向量噴嘴具有隨意控制噴嘴火焰的方向功能，可將火焰的熱源分散於特定的區塊中，使紅外線熱源追蹤導引較不易鎖定。

(五) 輔助增強飛機操控面性能：例如飛機在進行偏航或滾轉等動作時，此時向量噴嘴即可提供輔助力矩，加以以延緩飛機所需的姿態，使操控性能更具全面性。



與 Dr. Ivan 合影

上述向量噴嘴設計具有多項優點，因此也是每個先進國家相繼耗費巨資投入研發的主題，Dr. Ivan 也提及目前向量噴嘴仍有多處可進行研發與討論的空間，尤其在試驗成本昂貴的議題上就有改善的空間，如

果可以利用原理發展出一套完善以數學模擬方式進行模擬實驗，這將可大大降低研發設計成本，使向量嘴角能更進一步達到最佳化設計的狀態。

俄方也表示很希望能多與國內相關研究該領域的研究機構進行交流，並相互討論與交換研究心得，同時也歡迎國內專家也能提供不同的意見來進行討論，針對該訊息本小組將提供予國內相關研究單位或發動機零組件製造廠商來參考，未來若有機會可進行技術移轉，相信將可協助國內在航空技術與研究領域有更進一步的發展。

12月19日

儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)

Russian engine design features, engine parts manufacture system.

俄羅斯航空發動機的設計與引擎零組件製造系統是由 Dr. Sen.Sci. Grevtsov Nikolay M. 來做一介紹與探討，Dr. Sen.Sci. Grevtsov Nikolay M. 表示俄羅斯在航空發動機的設計上，不管是 Turbojet、Turbofan、Turboprop 等皆以下列幾點作為發動機設計主要考量：

1. 發動機完成設計其可靠性必需很高，故障率很低。

2. 發動機推力大，運轉效率高。
3. 發動機重量輕，減少載重與負荷。
4. 發動機體積不能太大，如迎風面之面積不應太大，以免增加阻力，影響飛行速度。
5. 燃油耗油量少，增加飛行航程。

上述幾點是俄羅斯在航空發動機設計整體上最基本的考量，除此之外發動機在各主系統設計分為進氣道系統設計、壓縮段葉片系統設計、燃燒室系統設計、後燃器系統設計、噴嘴系統設計，另外還有次系統設計，如燃油系、潤滑系、點火系、冷卻系、防水系、除冰系等。

進氣道設計—進氣道之外型設計須以建立高壓氣流與連續穩定氣流進入壓縮段，由於外界氣流的不穩定，常使氣流進入進氣道時因亂流、摩擦而造成動能損失，所以在設計上應考慮此一現象，以減少阻力的產生，另一方面進氣道採取次音速擴散器之漸擴形狀，利用漸擴原理來增壓，提高進氣效率。

壓縮段葉片設計—以軸流式壓縮葉片設計來說，設計時須考慮定子與轉子之葉片外型，以及分析各壓縮段氣流的速度比、溫度比、壓力比等，並討論速度、溫度、壓力之間的相互影響關係，同時避免葉片產生震波與振動等問題，才能完

成壓縮段最佳化設計。

燃燒室系統設計—燃燒室所供應的燃油和空氣混合比數必須適應

Turbine 運作情形而定。在設計時需考量有：

1. 燃油燃燒產生燃氣溫度若高，則容易達符合動力需求，若燃氣溫度不高則能延長燃燒室壽命。
2. 燃燒室所產生的熱能必需藉大量氣流從燃燒送到 Turbine。
3. 燃油空和空氣的混和必須適度擾動，以求油氣均勻。
4. 燃燒室必須夠長，燃油燃燒時間必須充份，使燃燒完全。
5. 氣流通過燃燒室的流速需低，總壓力儘可能的降低，以減少能量損耗。
6. 燃燒室內須避免積碳，以免被氣流帶動的鬆脫小碳粒沖蝕 Turbine 或損害 Turbine
7. 長時間的運作，燃燒室仍須控制在良好燃燒性能。
8. 各種飛行高度及各種變化其燃燒室設計須符合在全部運作範圍之內，且燃燒室都需達成正常的燃燒。

噴嘴系統設計—發動機噴嘴設計常常影響著這具發動機的好壞，噴嘴

的氣流速度與噴嘴氣流出口的面積皆是設計的重點，另



一方面向量噴嘴也是提高飛機性能重要設計之參考指標。Dr. Sen.Sci. Grevtsov Nikolay M.表示噴嘴超音速流的產生或震波或 Check 現象是需要去避免的，另外噴嘴控制漸縮的設計應與噴嘴內流場分析進行配合，才能有效提升發動機的推力與效率。



與 Dr. Sen.Sci. Grevtsov Nikolay M.合影

12月20日~12月21日

研習資料彙整

欲使葉片達到最佳化設計需研究探討主題有：

1. 研究氣流作用於葉片上的力量。
2. 分析實際氣流作用於葉片所得到的升力與阻力之重要參數。
3. 分析氣流沿葉片徑向所產生的變化。
4. 分析葉片各級的壓力比。
5. 葉片材料的應力分析。
6. 整體各級壓縮葉片運作效率分析。

除上述幾項在葉片設計的重點，另外還需考量葉片失速及葉片振動的問題，Dr. Michael N. 也特針對這兩項主題做詳細的說明。



與國際合作部門 Mrs. Natalia A. Babikova 及 Dr. Michael N. 合影

使發動機得更高的壓縮比，而提高發動機效率。在俄羅斯發動機設計研究單位就有針對超音速流在葉片間產生顫振之問題做一深入的研究，Dr. Michael N. 表示葉片顫振問題解決方式是將產生震波限制於葉片通道中，同時儘可能擴大其運作範圍，保持氣流的穩定，尋求減少壓力的損失。至於如何分析葉片間產生震波的情形，以及如何有效將震波限制於葉片之間隙，減少葉片顫振現象，提高發動機效率，這是俄方目前仍進行研究的主題。

12月24日

儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)

Application of composite material in aircraft structures and interiors

本日與 Dr. S. E. Salibekov 共同與會討論複合材料在俄羅斯的發展，Dr. S. E. Salibekov 介紹有關目前複合材料已開發的種類及應用在飛行器上的情形，俄羅斯目前已發展複合材料的種類有：CFRP(Carbon

Fiber Reinforced Plastic)、

GFRP(Glass Fiber

Reinforced Plastic)、

PMC(Polymer Matrix

Composite)、

Graphite/Epoxy、Organoplastics、Boron Fiber、MMC(Metal

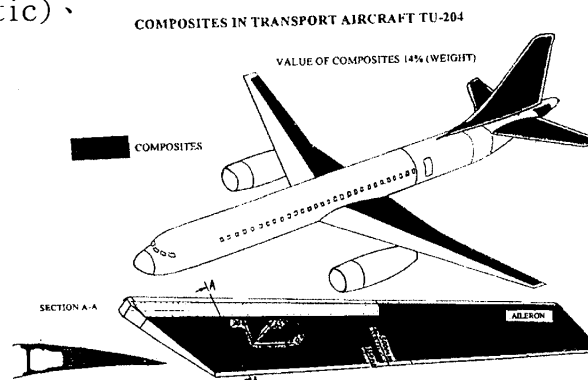
Matrix Composite)等。

採用 GFRP 材料的機型有：伊留申集團的 IL-62M、IL-86、IL-96-300

等，主要是應用在 Sandwich fairings、Internal panels、Interior、Partitions、Floor panel skin、Dielectric spacers 等結構；雅克

(Yak-42) 機型利用 GFRP 材料應用在 Auxiliary power unit air

duct、Air intakes、Fairing、Container 等範圍；Tupolev 設計局的

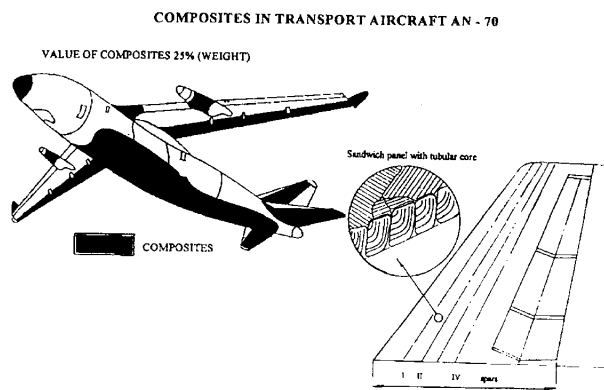


運輸機有 TU-154 及 TU-204 也採用 GFRP 材料，並應用在 Fairings、Thermal protection、Floor panels、Air ducts 等；直升機方面有 KA-26、KA-32、MI-28 等，並應用在 Main rotor blade spars、Sprayers、Skins、Fairings、Equipment containers、Partitions 等。

採用 CFRP 材料的機型有 AN-24、AN-22、AN-72、AN-124、MIG-29、SU-26、SU-27、Yak-40、Yak-42、

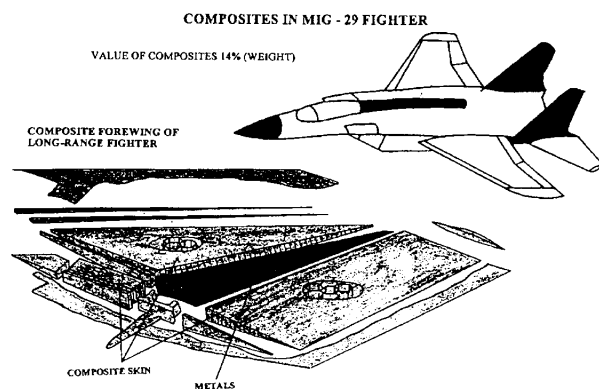
IL-86、IL-96-300、IL-114、SU-26、TU-160、TU-204、TU334、MI-28、KA-32 等機

型，應用範圍有內裝飾板、行李箱、飛行控制面、艙門等。



採用 PMC 材料目前已經使用在伊留申集團的 IL-96-300 客機，以及 AN-124 運輸機，應用的範圍在內裝飾板、內裝地板、尾舵、起落架艙門等。

Organoplastics 材料使用在客機上有 IL-86、IL-96-300、IL-114、TU-204、TU-334、Yak-42 等機型，採用該材料



的直升機機型有 KA-26、KA-32、MI-26、MI-28、MI-38 等。

上述是由 Dr. S. E. Salibekov 做一簡單介紹有關複合材料在俄羅斯航空工業的應用，除此之外目前全俄羅斯航空材料研究中心（VIAM）在航空複合材料中仍進行研究主題為：

1. Advanced Polymer Composite Application for Aviation and Aerospace Structures.
2. Advanced Metal Matrix Composites.
3. Future Generation Materials -- Smart Composite Materials.
4. Reliability, Maintenance and Life Cycles of Composite Structures.
5. Design of Damageable Aircraft Polymer Composite Structures with a High Strength and Enhanced Service Life.
6. Composite Materials in Aircraft Structures(Design, Optimization and Certification)

俄羅斯在航空材料的發展仍在全球居於領導地位，Dr. S. E. Salibekov 表示未來若能進一步突破複合材料研發瓶頸，同時提升材料結構強度的穩定性，複合材料將會在未來的航空器的結構上大幅提升使用比例，本小組也利用研習時向 Dr. S. E. Salibekov 詢問有關未來台俄合作發展航空複合材料的可能性，Dr. S. E. Salibekov 表示俄羅斯政府

目前對航空工業的研發合作仍趨於保守，由於政策的關係目前可能與我國合作發展的機會不大，但俄方是非常歡迎與台灣方面進行航空工業學術理論研究與交流，也希望能多瞭解我國目前在航空複合材料的研發發展情形。



與 Dr. S.E. Salibekov 合影

12月25日

儒科夫斯基空氣動力與氣體動力研究中心(TsAGI)

Aircraft composite materials structures manufacturing  
technique to enhance strength and reduce weight

此日與 Dr. S. E. Salibekov 繼續討論有關航空材料的應用領域，主題為應用在航空複合材料的製造加工技術。Dr. S. E. Salibekov 提及複合材料與金屬材料不同，並不是由原料製成材料後再加工成為零組件，即使複材需加工也是極小部份，一般複合材料與航空複合材料製造技術差異不會太大，其中差異性在於航空複材的強度要求較高。

複材的製造技術包含有樹脂的浸漬、成型、固化三個主要步驟，而在成型技術有纏繞、層壓、拉擠等方法，固化技術有烘箱固化、熱壓機固化和熱壓爐等固化法，複合材料在製造過程最重要的一點是必須嚴格控制原材料和半成品的質量變化，如此才能確保複合材料強度的穩定。

在我國現階段航空工業發展中，航空複合材料的製造主要在成型與後續技術加工較為普遍，所以此次與俄方也針對在複合材料的成型與後續技術加工部份做進一步探討與瞭解。

### 成型技術

1. 纖維纏繞法—該技術較常用於旋轉體物件（如壓力容器）和長寬比



大的軸承式零組件（例如直升機的螺旋槳），纏繞的方式有兩種，一為纖維浸漬樹脂後直接纏繞，二為纖維先浸漬樹脂製成浸料後再進行纏繞，第二種方式技術較為簡單，質量的變化也較容易控制，是目前較多廠商採用的方式。

2. 層壓法—該技術是將預浸料按結構形狀和鋪層設計的要求剪裁好，並按規定方向和順序在模具內鋪層到達所需要的厚度，然後進行加壓固化。
3. 拉擠法—該技術是將纖維束在拉緊狀態下通過浸漬槽、模具和加熱裝置，成型後再依所需長度規格進行裁切，此技術生產效率較高。

#### 複合材料的機械加工

複合材料的成型件可能依不同用途而做一些修整加工工作，但複合材料成型後的加工並非一項易事，不容易的地方在於樹脂基體堅韌而又不導熱，加工容易產生高溫致導樹脂材料溶化，進而影響加工機台正常運作，另外碳纖維或硼纖維複材的特性是又硬又脆，非常容易損耗切割刀具的壽命，再者複材是層狀材料，各層之間在剪切時容易產生分層現象，所以解決的方法是須依各種材料的特性，採不同的方式進行加工。最後 Dr. S. E. Salibekov 也提供有關複材的連結、膠合、修補以及複材的保護等相關資料供參考，並表示俄羅斯在航空材料的研

發與製造部份目前仍持續進行中，以求突破，並希望未來飛機在使用複合材料的比率能夠大大的提高，除提高安全性外，另一方面也可減少維修及營運的成本。

12月26日

## 伊留申航空集團公司(Ilyushin Aviation Complex)

### Application of composite materials in aircraft structures and interiors

本日與伊留申航空集團公司代表 Mr. Sergey M. Bosniakov 洽談有關伊留申航空集團的任務與飛機內裝產業在俄羅斯的發展情形。

伊留申航空集團公司成立於1994年7月，該公司是由俄羅斯總統葉爾欽指示將伊留申設計局與沃羅尼什(Voronezh)飛機製造公司合併組成伊留申航空集團公司，伊留申航空集團公司的前身是成立於1933年的伊留申實驗設計局，而設計局的第一任總設計師是 Dr. C. B. 伊留申，在二次大戰時期伊留申設計局研製了伊爾-2 對地攻擊戰鬥機，該型戰機也成為當時對敵軍有力的攻擊武器。

於戰爭結束後，伊留申設計局即投入研製噴射轟炸機等機型，後續才著重於運輸機的設計與研製，例如伊爾-18 和伊爾-62，而1970年 Dr. 諾沃日洛夫接任伊留申設計局的總設計師，在他的領導下，伊留申設計局設計和製造出伊爾-76 軍用運輸機和伊爾-86 廣體客機等。

在伊留申航空集團成立後則致力於研製遠程廣體客機伊爾-96M 和區間飛機伊爾-114，目前俄羅斯境內使用伊留申客機載客已相當普遍，俄羅斯希望將伊留申研製的民航客機切入歐美、亞洲及東歐國家市場，

因此在設計時即採用美國普惠公司的發動機和柯林斯 (Collins) 的航空儀電設備，以藉此進而切入全球民航客機市場。

伊留申在飛機內裝這方面皆採自行設計製造，如飛機內裝複合材料飾板均採用 Kompozit Scientific & Product Enterprise 的產品，在乘客座椅則採用 Avitek-Vyatskoe Machine Building Plant 的產品，另外在逃生設備是採用 Zvezda Research, Development & Production Enterprise 的產品，內裝的紡織產品則採用 Aviks Scientific Production Company 所生產的紡織類產品，所以俄羅斯在內裝件產業上已具備完整的生產能量，且具有完善的供應鏈體系，Mr. Sergey 表示伊留申目前並未考慮向外採購內裝件產品的計畫，同時俄羅斯國內的內裝廠商主要以承接俄國飛機內裝產品訂單為主，所以與外國廠商合作的機會並不大。

本人此次研習也親自搭乘伊留申的伊爾-96M 型客機，除詳細觀看飛機外型製造技術的細膩度、飛行的穩定性以及內裝設計等，我個人覺得俄羅斯在製造客機的技術上仍大幅落後美國及歐洲製造飛機的技術，我想因素也是影響俄羅斯在民航機市場的佔有率的原因之一。



與 Mr. Sergey M. Bosniakov 合影

12月27日

**台北駐莫斯科文化經濟組辦事處**

**與莫斯科(ICTC)及台北駐莫斯科經濟組共同討論研習行程安排與課程  
內容之事宜**

有關此次安排的研習的行程主要以航空工程課程研修為主，其課程從俄羅斯的航空工業介紹到發動機設計、結構設計、材料應用等研修主題，其行程緊湊且內容豐富充實，同時與討論洽談之各單位代表也建立了良好的互動關係，唯美中不足的地方是本次研習並無安排參訪行程，雖目前俄羅斯政府仍把航空工業視為該國的機密工業，參訪行程的安排確屬不易，本人此次也與協辦單位提出希望在未來研習過程中儘量能多安排參訪行程，如參訪研究單位或飛機製造廠、零組件製造廠、飛機維修廠及組裝廠等，並於參訪時可與俄方飛機製造公司之商務代表進行洽談雙方合作機會，如此將使赴俄研習行程更為完整，另一方面也藉由雙方洽談合作，來提高我國國內航太廠商和俄方航太廠商可能合作的機會。

#### 四、 結論與建議

1. 本人首先感謝國際合作處給予此次難得的機會能夠赴俄羅斯研習有關航太產業科技技術交流研習活動，此次行程研習瞭解到俄羅斯航空工業之發展現況外，並與俄方航空學術專業領域人員共同討論航空發動機、材料研發與製造等專業知識，此行可說是獲益良多。
2. 本次研習已與俄方建立良好互動關係，並於回國後持續與俄方專業人士進行聯繫，希望能藉此管道促成未來雙方合作的可能性，以拓展我國航空工業發展的觸角。
3. 此行於回程時恰好搭乘由伊申留航空集團製造的 IL-96-300 型客機，本人仔細觀察該型飛機外觀製造技術及內裝設施，記得在研習中俄方人員表示俄羅斯在民航機市場佔有率低，原因在於歐美政府的市場打壓，由本人此次仔細觀察俄羅斯在製造客機技術上，雖然結構強度符合標準，但仔細觀察各個零組件的製造，感覺非常粗糙，品質精緻度度有待改善，另外也應考量人體工學設計與乘座的舒適度，因此俄方應大力提升產品品質，如此才能與國際飛機製造大廠相互競爭。

4. 本次研習行程較著重於學術理論的討論，若能在研習行程中也安排參訪行程（如參觀飛機製造廠、實驗室或零組件製造廠等），相信將更有助於研習效果。未來也希望主辦單位能儘量協助安排參訪行程，提升研習效果。

## 五、附件資料

1. 航空發動機向量噴嘴設計介紹資料
2. 複合材料應用在航空結構介紹
3. 複合材料應用在內裝產品介紹



附件一

航空發動機向量噴嘴設計介紹資料

## — ГЛАВА II —

### СХЕМЫ СОПЕЛ И ИХ ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

Развитие отечественной и зарубежной реактивной техники, повышение требований к создаваемым летательным аппаратам привели к переходу от самых простейших нерегулируемых схем сопел к схемам сложных сопел с большим числом регулируемых элементов. Следует отметить, что многообразие созданных и разрабатываемых летательных аппаратов, их реактивных двигателей привели к появлению весьма большого количества типов и схем реактивных сопел, включая различные модификации регулируемых сопел для многорежимных ЛА. В связи с этим не представляется возможным рассмотреть все многообразие установленных на различных ЛА реактивных сопел, результаты исследований которых изложены в многочисленных отечественных и зарубежных публикациях. Ниже даны схемы и типы сопел, как хорошо известных, так и мало исследованных в литературе. Для удовлетворения предъявляемых к реактивным соплам требований, о которых упоминалось во введении, в практике адиадвигателестроения реализованы или рассматриваются в качестве возможных к реализации схемы сопел трех типов: круглые (или осесимметричные), плоские и пространственные (трехмерные) сопла.

#### 2.1. Схемы реактивных сопел

Наиболее характерные схемы этих типов сопел представлены на рис. 2.1–2.4. В случае схем регулируемых сопел на этих рисунках даны два положения регулируемых элементов (створок сопел), соответствующие максимальному раскрытию и минимальному прикрытию проходных сечений, что прежде всего соответствует разным режимам работы реактивного двигателя: форсажному режиму — при максимальных, и бесфорсажному — при минимальных размерах проходных сечений сопел.

Более крупными стрелками на рис. 2.1–2.4 показано направление движения основного потока газа в соплах, более мелкими — направление движения вспомогательного или охлаждающего воздуха.

Среди нерегулируемых сопел можно выделить несколько наиболее распространенных схем, которые могут быть как круглыми, так и плоскими.

**Звуковое (или сужающееся) сопло.** Сужающаяся часть сопла может быть конической (рис. 2.1а), либо выполненной в виде профилированного контура (рис. 2.1б). На срезе этих сопел скорость истечения газа равна скорости звука.

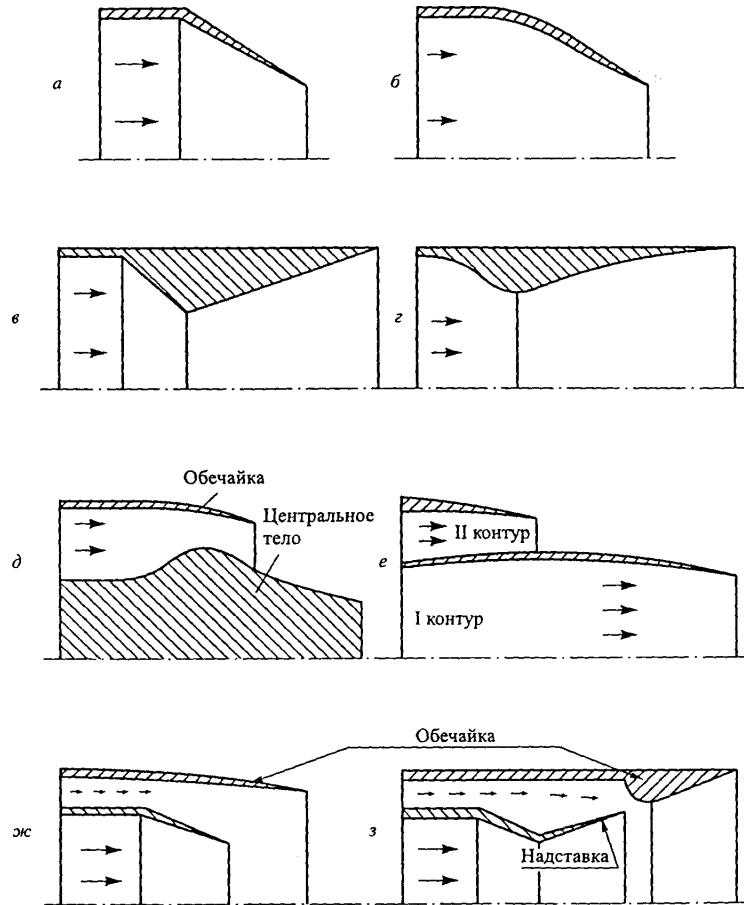


Рис. 2.1. Схемы нерегулируемых сопел:

*а* — звуковое коническое сопло; *б* — звуковое профилированное сопло; *в* — сверхзвуковое коническое сопло; *г* — сверхзвуковое профилированное сопло; *д* — сопло с центральным телом; *е* — двухконтурное сопло; *ж* — простое эжекторное сопло; *з* — сложное эжекторное сопло

**Сверхзвуковое сопло с непрерывным контуром,** которое носит также название сопла Лаваля. Иногда эти сопла называют сужающимися-расширяющимися, отражая тем самым изменение поперечного сечения проточной части сопла для ускорения сначала дозвукового, а затем сверхзвукового потока до

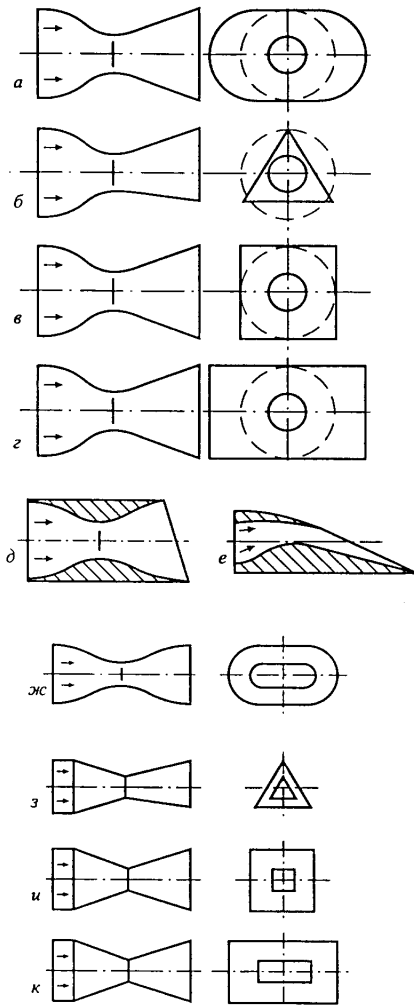


Рис. 2.2. Схемы нерегулируемых сопел:

*a* — овальное или эллиптическое выходное сечение; *б* — треугольное выходное сечение; *в* — квадратное выходное сечение; *г* — прямоугольное выходное сечение; *д* — круглое сопло с косым срезом; *е* — плоское сопло с косым срезом; *ж* — овальное или эллиптическое сопло; *з* — треугольное сопло; *и* — квадратное сопло; *к* — прямоугольное сопло

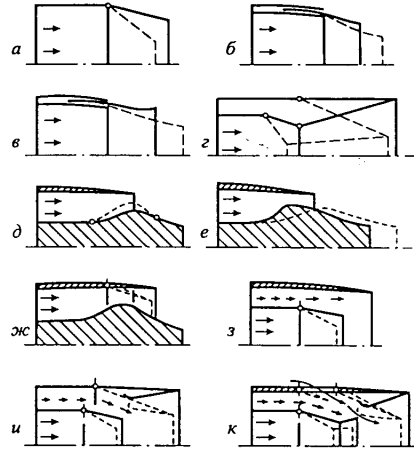


Рис. 2.3. Схемы регулируемых сопел:

*a* — звуковое сопло; *б* — ирисовое звуковое сопло; *в* — ирисовое сверхзвуковое сопло; *г* — коническое сверхзвуковое сопло; *д* — сопло с центральным телом изменяемой геометрии; *е* — сопло с перемещаемым центральным телом; *ж* — сопло с центральным телом и регулируемой обечайкой; *з* — эжекторное сопло с нерегулируемой обечайкой; *и* — эжекторное сопло с регулируемой обечайкой; *к* — эжекторное сопло с механическим и аэродинамическим регулированием

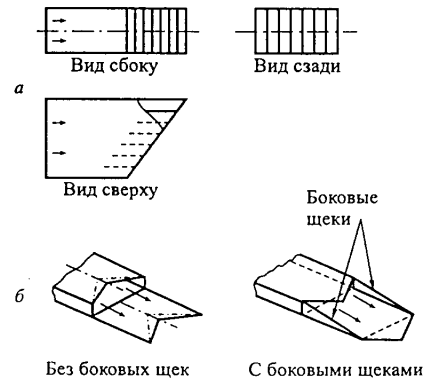


Рис. 2.4. Схемы плоских сопел нетрадиционной формы:

*a* — сопло с перегородками и скошенным срезом; *б* — сопла «лоткового» типа

заданной скорости в выходном сечении сопла. Контур сопла может состоять из конического (рис. 2.1*в*) или профилированного дозвукового и сверхзвукового участков сопла (рис. 2.1*г*). Возможна также комбинация конического и профилированного участков: конического дозвукового и профилированного сверхзвукового и наоборот.

**Сопло с центральным телом** (рис. 2.1*д*). Центральное тело может быть укорочено с образованием на нем торцевого уступа, так как показано на рис. 2.1*д*, может иметь полную длину, т. е. без образования этого уступа. Контур цент-

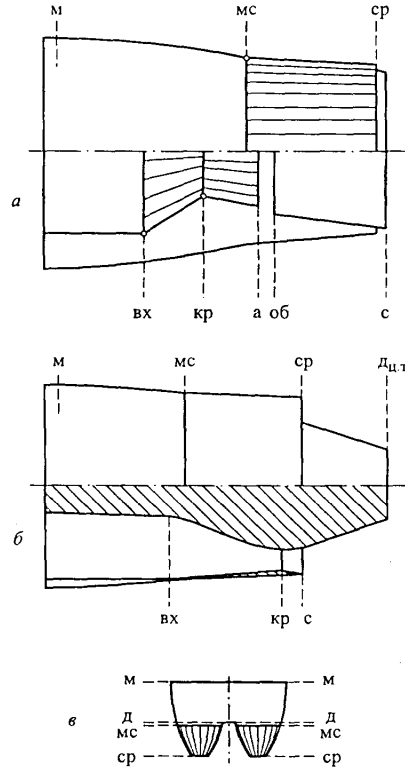


Рис. 2.5. Основные сечения сопла:

*а* — сверхзвуковое эжекторное сопло; *б* — сопло с центральным телом; *в* — компоновка двух сопел

потока газа — сверхзвуковое коническое сопло, обечайка сопла также выполнена конической с диффузорностью (углом раскрытия), соответствующей или близкой к диффузорности конического внутреннего сопла.

Приведенные на рис. 2.1 схемы (или типы) соответствуют как круглым, так и плоским реактивным соплам.

рального тела может быть профилированным или быть выполненным в виде острого или усеченного конуса. Верхняя обечайка сопла также может быть профилированной, конической или цилиндрической.

**Двухконтурное сопло** (рис. 2.1*е*). Сопло этого типа обеспечивает раздельное истечение (без предварительного смешения) газов из различных контуров двигателя с большой степенью двухконтурности (ТРДД). Профилирование контуров сопел и выбор их геометрических параметров осуществляется с учетом различия параметров газа в первом и втором контурах ТРДД.

**Простое эжекторное сопло** (рис. 2.1*ж*). Представляет собой сочетание, как правило, звукового конического сопла (рис. 2.1*а*) и нерегулируемой наружной конической или профилированной обечайки. В эжекторный контур сопла между звуковым соплом и обечайкой подается некоторое количество вторичного (или охлаждающего) воздуха.

**Сложное эжекторное сопло** (рис. 2.1*з*). По своему характеру и назначению это сопло близко к сверхзвуковому коническому или профилированному соплу (рис. 2.1*в* или *г*), но имеет разрыв сверхзвукового контура для подвода вторичного воздуха в сверхзвуковую часть сопла. Внутреннее сопло для основного

Нерегулируемые сопла устанавливаются либо на самолетах с дозвуковой, либо с небольшой сверхзвуковой скоростью полета.

В классе нерегулируемых сверхзвуковых реактивных сопел могут использоваться такие типы, как сопла с круглым входным и критическим сечениями и различной формой выходного сечения: овальной или эллиптической (рис. 2.2а), треугольной (рис. 2.2б), квадратной (рис. 2.2в), прямоугольной (рис. 2.2г) и др. Течение в сверхзвуковой части таких сопел уже существенно трехмерное, поэтому их можно отнести к типу трехмерных или пространственных реактивных сопел.

Среди класса нерегулируемых сопел можно также выделить круглое или плоское сопло с косым срезом (рис. 2.2д, е) и сверхзвуковые сопла с одинаковой формой входного, критического и выходного сечения: овальной или эллиптической (рис. 2.2ж), треугольной (рис. 2.2з), квадратной (рис. 2.2и), прямоугольной (рис. 2.2к) и др.

Основная задача регулируемых реактивных сопел — в соответствии с изменением режима работы двигателей или режима полета летательных аппаратов — обеспечить различный уровень требуемой тяги путем изменения площади проходных сечений сопла, т. е. путем изменения расхода воздуха (газа) через двигатель или сопло. На рис. 2.3 показаны некоторые наиболее распространенные способы регулирования проходных сечений сопел различных схем. В простейшем звуковом сопле (рис. 2.3а) изменение площади проходного (критического) сечения сопла осуществляется путем перемещения относительно неподвижной точки подвески венца сужающихся створок (сужение или расширение створок и соответственно уменьшение или увеличение площади проходного сечения сопла).

За рубежом нашли также применение схемы звукового и сверхзвукового ирисовых сопел, регулирование площади проходных сечений в которых осуществляется путем продольного перемещения (втягивание или выдвигание) профилированных створок сопла, которые движутся по специальным направляющим во внешнем кожухе сопла (рис. 2.3б, в).

Схема наиболее распространенного на отечественных и зарубежных сверхзвуковых самолетах сверхзвукового сопла с непрерывным контуром показана на рис. 2.3г. Створки, регулирующие площадь критического сечения и выходного сечения сопла, могут быть связаны между собой и регулироваться с помощью одной системы, а могут иметь раздельное регулирование, обеспечивая соответствующее положение внутренних и внешних створок в зависимости от режимов работы двигателя и полета самолетов.

Регулируемое сопло с центральным телом может иметь изменяемую геометрию центрального тела при неподвижных обечайке и самом центральном теле (рис. 2.3д), перемещаемое центральное тело и неподвижную обечайку (рис. 2.3е) или регулируемые створки на срезе обечайки при нерегулируемом центральном теле (рис. 2.3ж). В сопле этой схемы возможно также сочетание указанных выше способов регулирования сопла, что определяется режимами работы двигателя или полета самолетов.

Среди эжекторных регулируемых сопел получили распространение сопла с регулируемыми внутренними створками, изменяющими площадь критического сечения сопла для основного потока газа через двигатель, и нерегулируемой

обечайкой (рис. 2.3з), сопла с механическим (одновременным или раздельным) регулированием внутренних и внешних створок (рис. 2.3и) и сопла с аэродинамическим регулированием — подводом в эжекторный контур сопла значительного количества внешнего атмосферного воздуха на некоторых режимах работы двигателя — при отсутствии или при наличии регулирования среза сопла наружными створками (рис. 2.3к). При этом регулирование площади критического сечения эжекторного сопла осуществляется принудительно с помощью специальной системы, а регулирование внешних наружных створок может быть либо принудительным, либо эти створки могут быть свободно подвешенными на шарнирах и изменять свое положение (флюгировать) под действием разности аэродинамических сил, действующих на внутренние и внешние поверхности этих створок. Для эжекторного сопла с аэродинамическим регулированием, схема которого дана на рис. 2.3к, существует еще одна система регулирования дополнительных створок, открывающих доступ наружного воздуха внутрь сопла. Эти дополнительные створки по аналогии с наружными створками, регулируемыми срезом сопла, могут иметь как флюгерную подвеску, так и принудительную систему регулирования. Створки, регулирующие критическое сечение эжекторных сопел, приведенных на рис. 2.3з–к, могут иметь сверхзвуковые надставки или надстворки в критическом сечении аналогично рис. 2.1з. В зависимости от сложности схемы и числа регулируемых видов створок (внутренних, внешних, надстворок и т. д.) эжекторное сопло может называться двух-, трехстворчатым и т. п.

Рассмотренные на рис. 2.3 схемы регулируемых сопел характеризуют типы как круглых, так и плоских реактивных сопел. Среди специальных схем сопел, предназначенных для удовлетворения, например, требованиям пониженного уровня демаскирующих признаков, можно указать приведенные на рис. 2.4 схемы плоского сопла со скошенным при виде сверху срезом и вертикальными перегородками, установленными на выходе сопла (рис. 2.4а), и плоского сопла «лоткового» типа, имеющего заданные углы среза задних кромок (рис. 2.4б), — аналог сопел самолетов F-117 и B-2 (США).

Приведенные на рис. 2.1–2.4 схемы не исчерпывают всего многообразия используемых для различных задач реактивных сопел, однако, дают представление об их многообразии и основных особенностях. Более подробную информацию о схемах сопел и их конструкции можно получить из работ [14], [20], [38]–[49], [71] и др.

Следует отметить, что приведенные на рис. 2.1–2.4 схемы сопел соответствуют режимам горизонтального полета ЛА. Схемы реактивных сопел на специальных режимах (отклонение вектора тяги, реверса тяги) будут даны в соответствующих главах.

## 2.2. Характерные сечения и геометрические параметры реактивных сопел

При анализе течений в реактивных соплах любого типа и определении их основных аэродинамических характеристик с учетом внешнего обтекания выделяются несколько характерных сечений, где должны быть известны или определены основные параметры потока. На рис. 2.5 эти сечения показаны

для примера на схеме сверхзвукового эжекторного сопла и сопла с центральным телом. Во внутреннем контуре сопла при анализе внутреннего течения и определении его внутренних характеристик рассматриваются:

- входное сечение сопла (вх);
- критическое (минимальное) сечение сопла (кр);
- выходное сечение (срез) сопла (с);
- начальное сечение внутренней обечайки сопла (об);
- срез сверхзвуковых надставок (или надстворок) для сопел с разрывом контура (а).

Если надстворки отсутствуют или внутренний контур сопла без разрывов (сопло с непрерывным контуром), то сечение (а) совпадает с сечением (с).

При анализе обтекания сопла внешним потоком рассматриваются:

- сечение миделя гондолы (или фюзеляжа) летательного аппарата (м);
- сечение миделя сопла, которое совпадает с сечением, где сопло стыкуется с хвостовой частью гондолы или фюзеляжа (мс);
- сечение среза наружных створок сопла (ср), которое в общем случае может не совпадать с сечением (с) внутреннего контура как по расположению, так и по размерам;
- сечение, характеризующее донный срез гондолы или фюзеляжа, образующийся при компоновке сопел на летательном аппарате (д); расположение этого сечения определяется типом компоновки; в изолированных соплах сечение (д), как правило, совпадает с сечением среза створок (ср).

Для сопла с укороченным центральным телом в компоновке помимо сечения (д) существует сечение, характеризующее донный срез центрального тела ( $D_{ц.т.}$ ). В соответствии с рассмотренными выше характерными сечениями определяются основные геометрические параметры сопел, которые указаны на рис. 2.6 и 2.7 для некоторых схем круглых и плоских сопел. Для круглых сопел характерным размером в соответствующем сечении служит диаметр окружности  $D$ , для плоских сопел — высота  $H$  с соответствующими индексами. Характерные длины участков сопла и углы наклона контура (или поверхности) для круглых и плоских сопел идентичны.

Круглые сопла по внутреннему контуру характеризуются следующими основными геометрическими параметрами и размерами (рис. 2.6):

$D_{вх}$  — диаметр входного сечения сопла;

$D_{кр}$  — диаметр критического сечения сопла;

$l_{вх}$  — длина дозвуковой части сопла от конца входного участка до критического сечения;

$\theta_{кр}$  — угол сужения дозвуковой части в критическом сечении сопла.

(Следует отметить, что угловые точки на переходных участках канала от цилиндрического входа к сужающейся дозвуковой части, от сужающейся к расширяющейся части сверхзвукового сопла и т. д. могут характеризоваться радиусами округления этих угловых точек  $R_1$  и  $R_2$  и т. д. которые на рис. 2.6 не показаны.)

Далее, в зависимости от схемы сопла характерными геометрическими параметрами внутреннего контура являются:

а) для сверхзвукового конического сопла (рис. 2.6а):

$D_c$  — диаметр выходного сечения;



$l_c$  — длина сверхзвуковой части;  
 $\theta_c$  — угол коничности сверхзвуковой части;  
 б) для звукового эжекторного сопла дополнительно появляются (рис. 2.6б):  
 $D_{об}$ ,  $l_{об}$ ,  $\theta_{об}$  — соответственно диаметр, длина и угол наклона обечайки сверхзвуковых створок сопла;

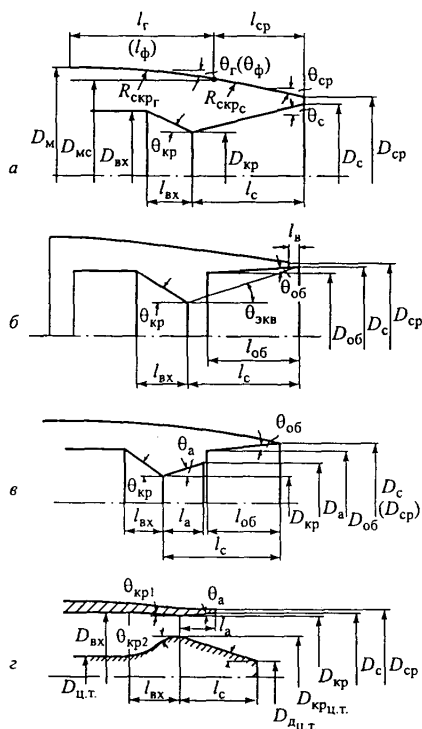


Рис. 2.6. Основные геометрические параметры круглых сопел:

а — сверхзвуковое коническое сопло; б — эжекторное сопло; в — сопло с разрывом сверхзвукового контура; г — сопло с центральным телом

$l_r$  ( $l_{\phi}$ ) — длина сужающейся хвостовой части гондолы (фюзеляжа) до сечения подвески (миделя сопла);

$D_{мс}$  — диаметр миделя сопла (диаметр сечения, где сопло стыкуется с гондолой или фюзеляжем);

$R_{скр_r}$  — радиус скругления контура хвостовой части гондолы или фюзеляжа;

$\theta_r$  ( $\theta_{\phi}$ ) — угол наклона контура хвостовой части гондолы (фюзеляжа) в сечении стыковки с реактивным соплом;

$\theta_{эkv}$  — эквивалентный угол коничности между срезами критического и выходного сечения сопла;

в) для эжекторного сопла с разрывом контура еще дополняются (рис. 2.6в):

$D_a$ ,  $l_a$ ,  $\theta_a$  — соответственно диаметр, длина и угол раскрытия сверхзвуковых надставок (надстворок) в критическом сечении сопла;

г) для сопла с центральным телом (рис. 2.6г) появляются параметры, характеризующие размеры центрального тела:

$D_{вх}$ ,  $D_{ц.т.}$  — диаметры канала и центрального тела во входном участке канала,

$D_{крит.т.}$  — диаметр центрального тела в критическом сечении сопла,

$D_{дц.т.}$  — диаметр донного торца центрального тела, если оно имеет укороченную длину,

$l_{вх}$ ,  $\theta_{кр}$  — соответственно длина и угол наклона контуров входного участка в критическом сечении сопла;

$D_c$  ( $D_a$ ),  $l_a$ ,  $\theta_a$  — диаметр, длина и угол раскрытия сверхзвуковых створок на обечайке сопла.

По внешнему контуру изолированные сопла в системе гондолы (фюзеляжа) характеризуются следующими геометрическими параметрами (рис. 2.6а):

$D_{м.}$  — диаметр миделева сечения (миделя) гондолы или фюзеляжа ЛА;

$l_{\text{ср}}$  — длина наружных створок сопла;  
 $D_{\text{ср}}$  — диаметр среза наружных створок сопла;  
 $\theta_{\text{ср}}$  — угол наклона наружных створок на срезе сопла,  
 $R_{\text{скрс}}$  — радиус округления угловой точки за миделевым сечением сопла.

На других схемах параметры, характеризующие внешний контур сопла, аналогичны рис. 2.6а и не показаны.

В некоторых случаях (рис. 2.6б) возможно несовпадение длины наружных и внутренних створок сопла, в этом случае длина  $l_{\text{в}}$  характеризует выдвигание (или несовпадение) срезов наружных и внутренних створок ( $D_{\text{ср}}$  и  $D_{\text{с}}$ ).

Возможно также, что из-за небольшой толщины кромок сопла диаметр  $D_{\text{с}}$  практически совпадает с диаметром  $D_{\text{ср}}$  (рис. 2.6в), что может иметь место для моделей сопел небольших габаритов.

Для схем плоских сопел геометрические параметры в боковой проекции аналогичны геометрическим параметрам круглых сопел с заменой характерных диаметров на характерные высоты.

Отличительной особенностью плоских сопел являются геометрические параметры, характеризующие ширину сопла в соответствующем характерном сечении (рис. 2.7). На приведенных схемах плоские сопла имеют параллельные боковые стенки внутреннего канала и внешнего сопла и соответственно одинаковые размеры ширины канала во входном ( $b_{\text{вх}}$ ), критическом ( $b_{\text{кр}}$ ), выходном ( $b_{\text{с}}$ ) сечениях сопел и аналогично — одинаковую ширину в миделевом сечении гондолы или фюзеляжа ( $b_{\text{м}}$ ), в миделевом сечении ( $b_{\text{мс}}$ ) и на срезе сопла ( $b_{\text{ср}}$ ).

В случае, если боковые стенки плоских сопел не будут параллельными, указанные параметры в характерных сечениях будут различными по размерам, но идентичны по обозначениям.

Еще одно замечание следует сделать относительно расположения критического сечения сопла, и особенно для круглых или плоских сопел с центральным телом. Помимо обычного расположения критического сечения нормально к направлению потока (рис. 2.6г), возможно наклонное расположение этого сечения (рис. 2.7в), что позволяет уменьшить габариты (длину) центрального тела.

Дополнительно к приведенным на рис. 2.6 и 2.7 геометрическим параметрам основными геометрическими параметрами сопел всех схем и типов являются:

$\bar{F}_{\text{м}} = F_{\text{м}}/F_{\text{кр}}$  — относительная площадь миделя, т. е. отношение площади миделя гондолы (фюзеляжа) к площади критического сечения сопла;

$\bar{F}_{\text{вх}} = F_{\text{вх}}/F_{\text{кр}}$  — относительная площадь входа, т. е. отношение площади поперечного сечения входного канала к площади критического сечения сопла (возможно использование обратной величины  $\bar{F}_{\text{кр}} = F_{\text{кр}}/F_{\text{вх}}$ );

$\bar{F}_{\text{с}} = F_{\text{с}}/F_{\text{кр}}$  — относительная площадь среза сопла, т. е. отношение площади среза к площади критического сечения сопла,

$\bar{F}_{\text{а}} = F_{\text{а}}/F_{\text{кр}}$  — относительная площадь среза сверхзвуковых надставок (надстворок) сопла;

$\bar{F}_{\text{д.ц.г.}} = F_{\text{д.ц.г.}}/F_{\text{кр}}$  — относительная площадь донного среза центрального тела, т. е. отношение площади донного среза к площади критического сечения сопла;

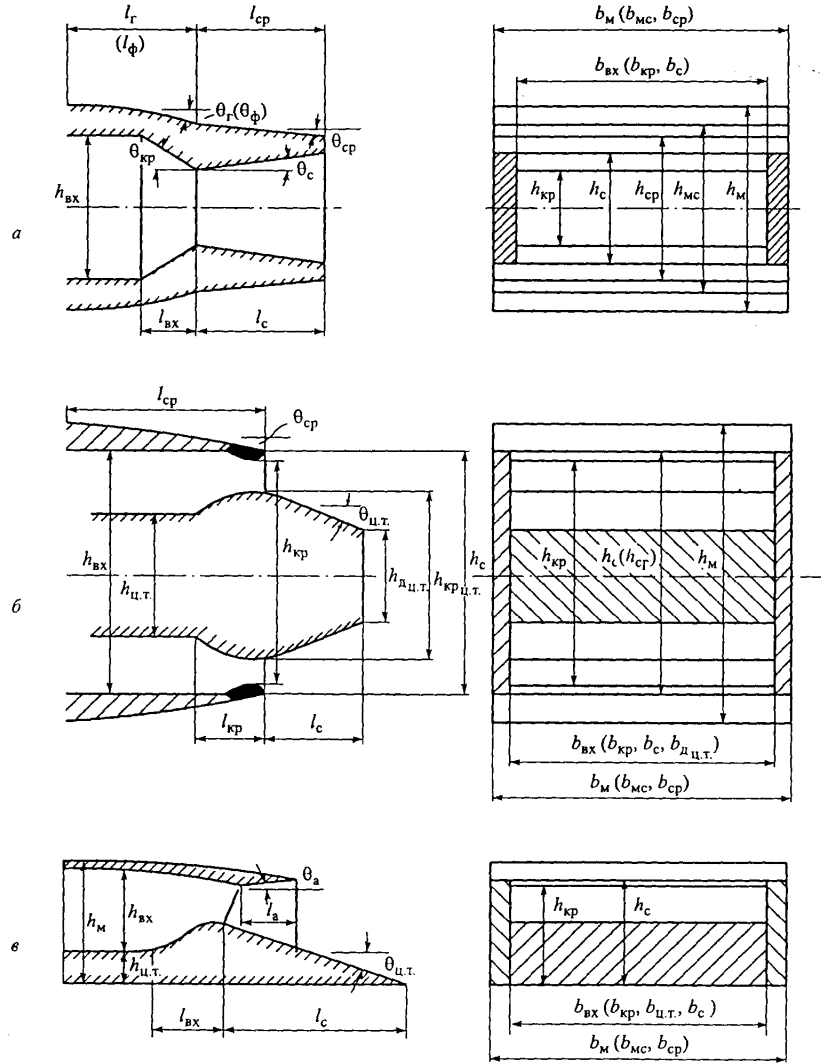


Рис. 2.7. Основные геометрические параметры плоских сопел:  
 а — плоское сверхзвуковое сопло; б — плоское сопло с центральным телом; в — плоское сопло с косым срезом

$\bar{F}_{мс} = F_{мс}/F_M$  — относительная площадь миделя сопла или отношение площади миделя сопла к площади миделя гондолы (фюзеляжа);

$\bar{F}_{ср} = F_{ср}/F_M$  — относительная площадь среза наружных створок сопла, т. е. отношение площади среза наружных створок к площади миделя гондолы (фюзеляжа).

Указанные на рис. 2.6 и 2.7 характерные длины относятся при анализе внутреннего течения к диаметрам (или радиусам) для круглых сопел и к высотам (или полувысотам) для плоских сопел в сечении входа или критическом сечении сопла, в сечении миделя — при анализе внешнего обтекания сопла.

Для плоских сопел важным геометрическим параметром является также отношение ширины ( $b$ ) к высоте ( $h$ ) в соответствующих сечениях канала или внешнего контура сопла и, в частности:

$\bar{b}_M = b_M/h_M$  — в миделевом сечении;

$\bar{b}_{вх} = b_{вх}/h_{вх}$  — во входном сечении сопла;

$\bar{b}_{кр} = b_{кр}/h_{кр}$  — в критическом сечении сопла.

Другие, более частные геометрические параметры, характеризующие некоторые схемы сопел, будут рассмотрены при анализе аэрогазодинамических характеристик сопел.

### 2.3. Типы компоновок реактивных сопел на самолетах и их основные параметры

Наиболее часто встречающиеся в отечественной и зарубежной практике авиадвигателестроения компоновки двигателей с реактивными соплами на самолетах включают в себя от одного до четырех или более двигателей, расположенных в различном сочетании по их числу в гондоле или фюзеляже самолета. Некоторые типы компоновок с круглыми или плоскими соплами показаны на рис. 2.8. Характерными особенностями компоновок являются близкое расположение двух круглых или плоских сопел в фюзеляже или гондоле (рис. 2.8а, в, д, ж), большое расстояние сопел двигателей друг от друга (разнесенные сопла, рис. 2.8б), пакетное расположение четырех (или более) сопел в одной гондоле или хвостовой части фюзеляжа (рис. 2.8г, е).

При объединении реактивных сопел в компоновках с несколькими двигателями появляется дополнительно ряд важных геометрических параметров (рис. 2.9):

$F_d$  — площадь донной области между соплами в компоновке;

$l_p$  — расстояние между осями двигателей или сопел (разнесение сопел);

$l_{оп}$  — расстояние между вертикальным оперением или килеями;

$t_{оп}$  и  $\varphi_{оп}$  — толщина и угол наклона оперения или килей;

$\delta$  — угол схождения (заклинения) (+ $\delta$ ) или расхождения (расклинения) (– $\delta$ ) осей сопел;

$l_{ф}$  и  $l_n$  — расстояние от фюзеляжа или элементов планера до поверхности двигателя или сопла.

Помимо приведенных на рис. 2.8 и 2.9 схем компоновок достаточно наглядное представление о том, как выглядят реактивные сопла в компоновках

нных самолетах, могут дать приведенные ниже фотографии сопел различного назначения [49], [51], [80], [81]. В районе расположения сверхзвукового сопла с непрерывным контуром однодвигательного самолета F-16 (рис. 2.10), двух сопел ирисового типа самолета F-14D (рис. 2.11),

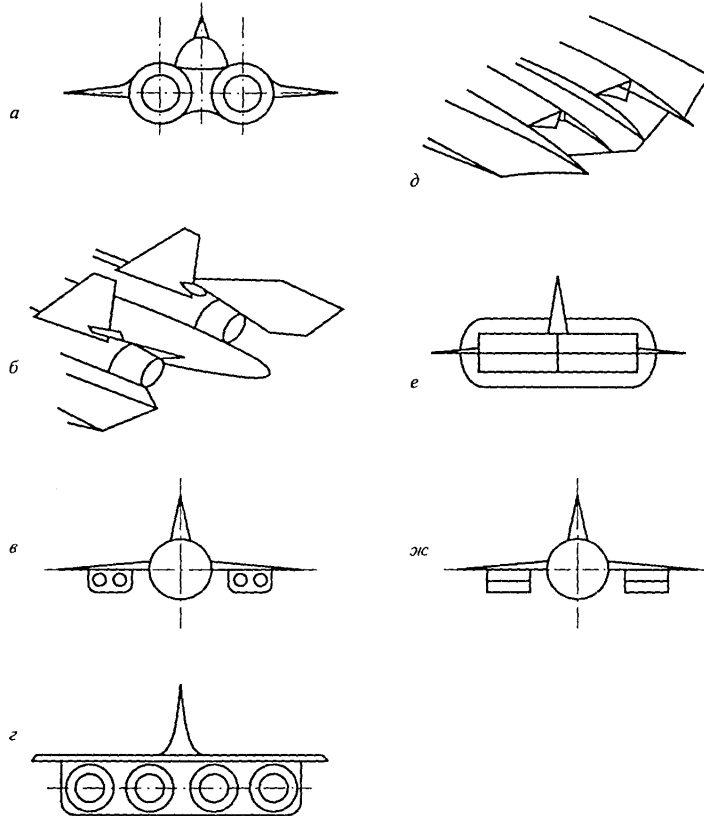


Рис. 2.8. Компоновки сопел на самолетах:

*a* — близкорасположенные сопла; *б* — разнесенные сопла; *в* — два сопла в каждой гондоле; *г* — пакет из четырех сопел; *д* — близкорасположенные сопла; *е* — пакет из четырех сопел; *ж* — два сопла в каждой гондоле

двух сверхзвуковых сопел с непрерывным контуром самолетов F-15 (рис. 2.12), МиГ-29 (рис. 2.13) и Су-27 (рис. 2.14) находится достаточно мощное хвостовое оперение (вертикальное и горизонтальное), оказывающее влияние на обтекание наружной поверхности реактивных сопел. В компоновках со средним разнесением сопел друг от друга (рис. 2.11 и 2.13) просматривается наличие

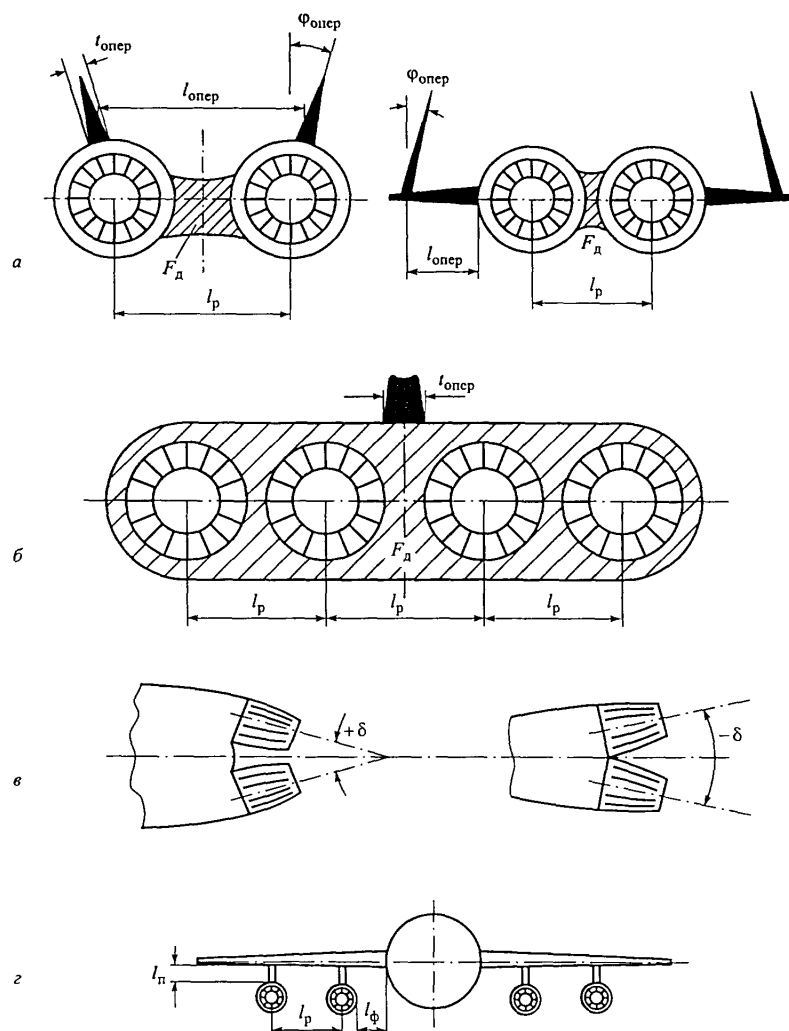


Рис. 2.9. Основные параметры компоновок:

*a* — компоновка с двумя двигателями; *б* — компоновка с четырьмя двигателями; *в* — заклинение (+ $\delta$ ) и расклинение (- $\delta$ ) сопел; *г* — компоновка с двигателями под крылом

межсопловых стекателей различной формы. В компоновке с большим разнесением сопел друг от друга (рис. 2.14) они разделены хвостовой частью фюзеляжа самолета.

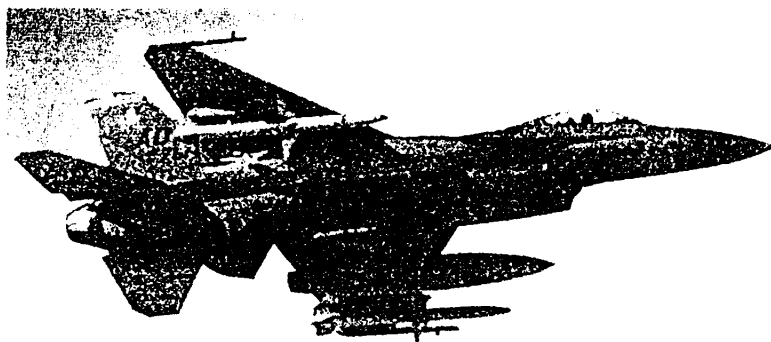


Рис. 2.10. Самолет F-16 с круглым соплом

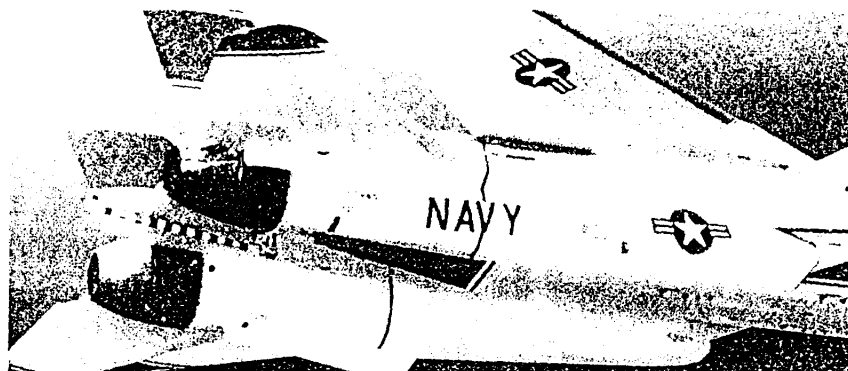
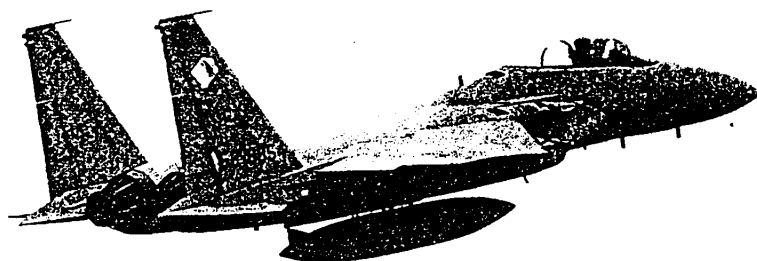


Рис. 2.11. Самолет F-14D с круглыми соплами

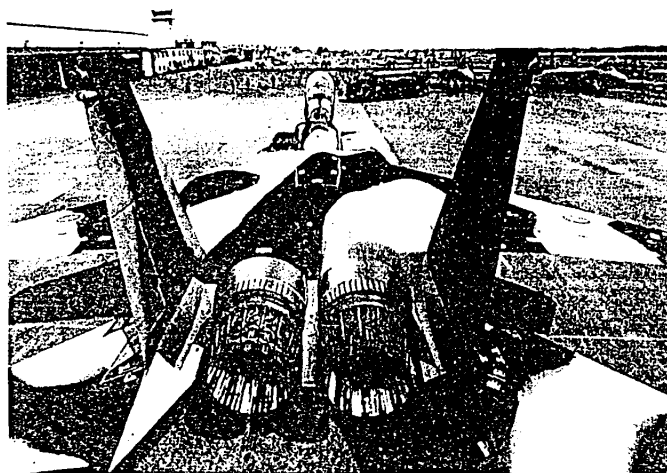
Рисунки 2.15 и 2.16 иллюстрируют расположение четырех сверхзвуковых реактивных сопел с непрерывным контуром в двух гондолах (с двумя двигателями в каждой) под каждым крылом самолета В-1, достаточно близкое расположение реактивных сопел в районе задней кромки крыла при его максимальной стреловидности, наличие межсопловых стекателей различного типа в зависимости от модификации самолета.

Пакетное расположение четырех эжекторных сверхзвуковых регулируемых сопел в районе хвостовой части фюзеляжа пассажирского самолета Ту-144 показано на рис. 2.17.

Приведенные фотографии сопел некоторых самолетов дают основание считать, что условия обтекания круглых сопел в компоновке их на летательном аппарате могут в значительной степени отличаться от условий обтекания изолированных сопел тех же схем ввиду наличия элементов планера, фюзеляжа и т. д.



а



б

Рис. 2.12. Самолет F-15E с круглыми соплами:  
а — на бесфорсажном режиме полета; б — на режиме взлета с форсажом

Фотографии некоторых зарубежных самолетов, созданных в США и имеющих плоские выходные устройства (реактивные сопла), представлены на рис. 2.18–2.21. Среди них созданные в ходе реализации программы «Стелс» малозаметные самолеты F-117, F-23 и B-2 и истребитель F-15.

На самолете F-117 оба плоских выходных устройства имеют при виде сверху скошенные под углом примерно  $40^\circ$  срезы выходных сечений, самолеты YF-23 и B-2 имеют по два выходных устройства с косым срезом (близкие к схеме плоского сопла с нижней панелью). Примерные схемы сопел этих самолетов были даны на рис. 2.4 в разделе 2.1. Самолет F-15 имеет два экспериментальных





Рис. 2.13. Самолет МиГ-29 с круглыми соплами

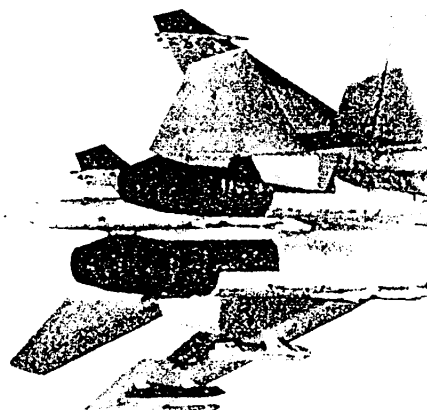


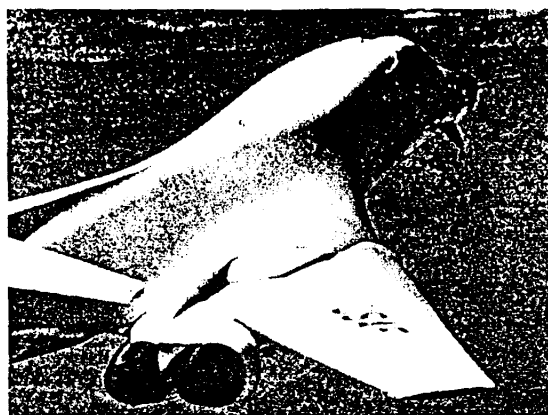
Рис. 2.14. Самолет СУ-27 с круглыми соплами



Рис. 2.15. Самолет В-1А в полете с крылом в положении, соответствующем максимальной стреловидности

плоских сверхзвуковых сопла с непрерывным контуром, обеспечивающих реверс и отклонение вектора тяги сопел (рис. 2.3г и 2.7а).

Сложность схем реактивных сопел и компоновок их на самолетах, многообразие геометрических параметров существенно усложняют проблемы опре-



а



б

Рис. 2.16. а — самолет В-1А; б — самолет В-1В

деления основных аэрогазодинамических характеристик. Кратко эти проблемы или вопросы сформулированы в следующем разделе.

#### 2.4. Проблемы реактивных сопел

К основным проблемам аэрогазодинамики относятся:

##### Внутреннее течение

1. Определение основных газодинамических характеристик — коэффициентов расхода, импульса и тяги (или потерь импульса и тяги) в зависимости от геометрических параметров сопел и газодинамических параметров реактивной струи.

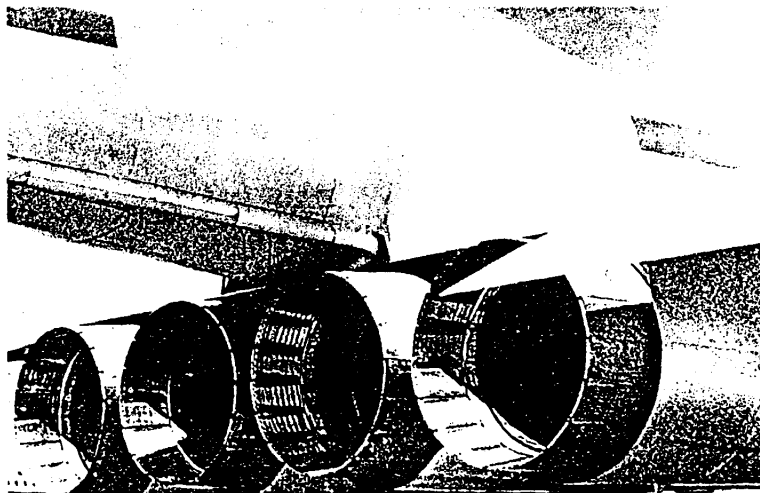


Рис. 2.17. Самолет ТУ-144 с круглыми соплами

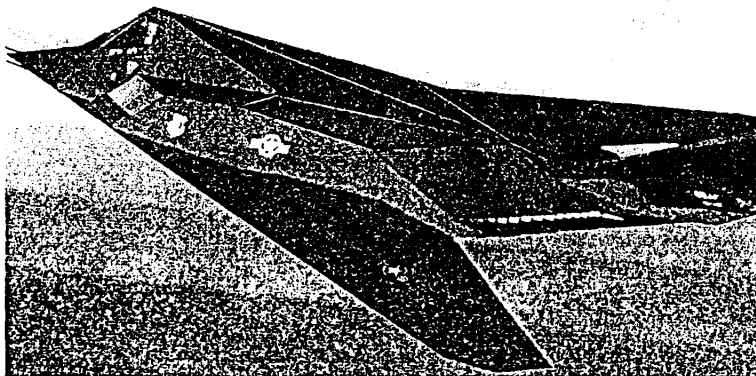


Рис. 2.18. Самолет F-117 с плоскими соплами

2. Нахождение определяющих параметров, от которых, в первую очередь, в значительной степени зависят внутренние характеристики сопел; определение составляющих внутренних потерь тяги или импульса.

3. Нахождение оптимальных геометрических параметров, обеспечивающих максимальные коэффициенты расхода и минимальные потери тяги и импульса.

4. Определение величины ухудшения газодинамических характеристик при отклонении геометрических параметров сопел от оптимальных значений.

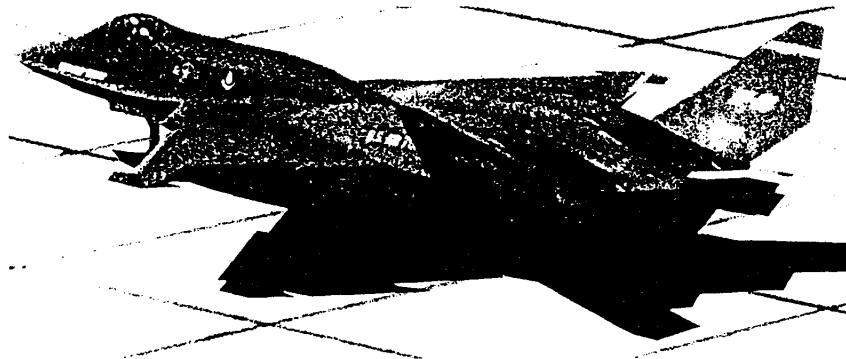


Рис. 2.19. Самолет YF-23 с плоскими соплами

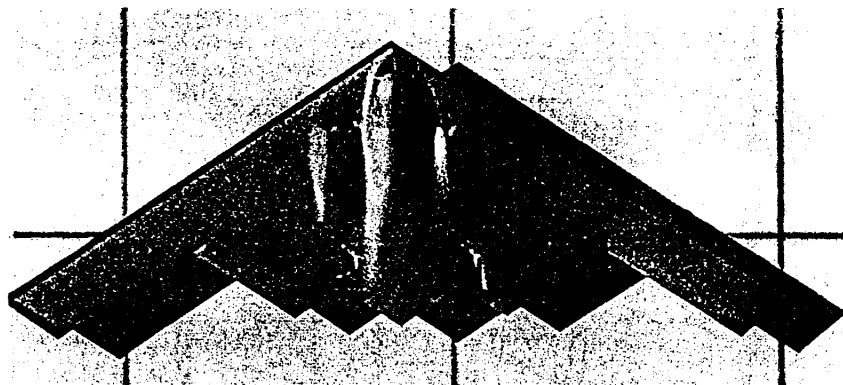


Рис. 2.20. Самолет B-2 с плоскими соплами

5. Определение как интегральных, так и локальных характеристик сопел, выяснение особенностей картины течения в соплах различных схем.

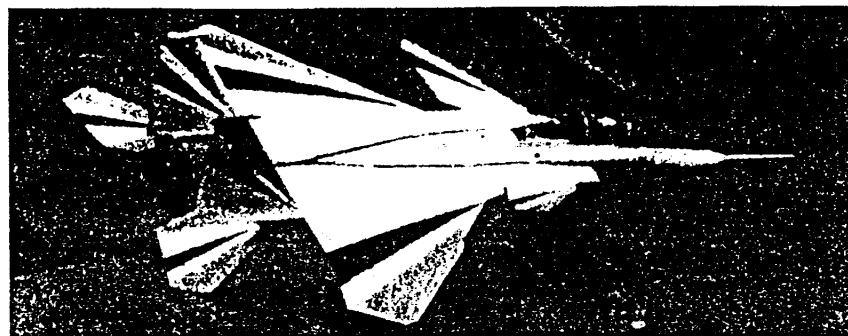
6. Исследование переходных режимов течения в соплах.

7. Определение основных газодинамических и тяговых характеристик не только на режимах создания прямой тяги, но и режимах реверса или отклонения вектора тяги (ОВТ), а также — на режимах шумоглушения.

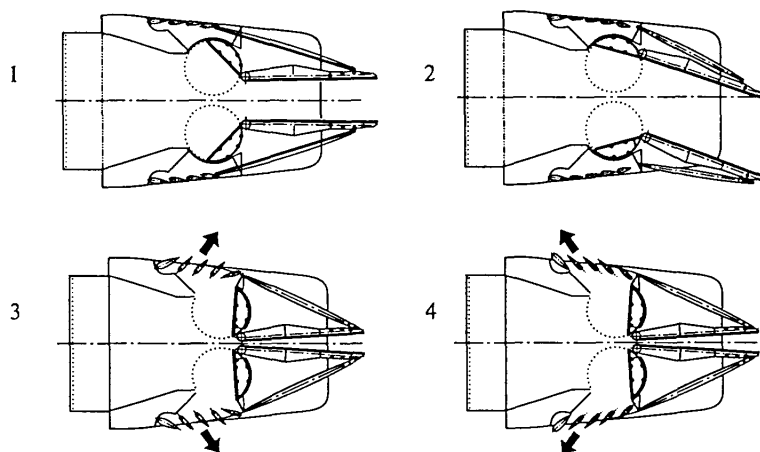
Эти и другие вопросы внутренней газодинамики реактивных сопел решаются в результате проведения численных и экспериментальных исследований, причем в этой области за последние два-три десятилетия сделан существенный прогресс в развитии численных методов расчета.

#### **Внешнее обтекание**

1. Определение сопротивления осесимметричных и плоских сужающихся хвостовых частей.



а



б

Рис. 2.21. Самолет F-15 с плоскими соплами:

а — экспериментальный самолет F-15SMTD с установленными плоскими соплами в первом контуре; б — режимы работы плоских сопел на самолете F-15SMTD. 1 — нормальный режим; 2 — основной режим отклонения вектора тяги; 3 — режим отклонения потока с помощью решеток (поворотных лопаток); 4 — режим реверсирования тяги

2. Отыскание геометрических параметров хвостовой части и сопла и газодинамических параметров набегающего потока, управляющих отрывом потока с поверхности сопел.

3. Обеспечение безотрывного обтекания сужающихся хвостовых частей внешним потоком.

4. Оценка влияния реактивной струи на отрыв внешнего потока от поверхности сопел.

5. Выяснение особенностей обтекания хвостовых частей при переходе течения от осесимметричного к пространственному и плоскому.

6. Определение особенностей обтекания сопел в компоновках и влияние элементов планера на отрыв потока.

Эти проблемы и особенно проблема отрыва потока и обеспечения безотрывного обтекания сопел решаются, главным образом, в результате экспериментальных исследований.

#### **Течение в донных областях**

1. Определение донного давления и донного сопротивления тел различной формы.

2. Влияние геометрических параметров хвостовой части и сопла на донное давление.

3. Влияние реактивной струи на течение в донных областях.

4. Влияние числа сопел на донное давление.

5. Определение способов снижения донного сопротивления.

При сверхзвуковой скорости потока вопросы донных течений решаются с использованием численных методов или в результате экспериментальных исследований. При до- и трансзвуковой скорости — в результате экспериментальных исследований.

#### **Эффективная тяга**

1. Определение потерь эффективной тяги на основных режимах полета.

2. Сравнение эффективной тяги осесимметричных и плоских сопел.

3. Влияние элементов планера на эффективную тягу.

4. Анализ аэродинамических и весовых характеристик сопел.

5. Оценка влияния на эффективную тягу требований по снижению шума, заметности, вредной эмиссии.

6. Эффективная тяга при ОВТ и реверсе.

Основной способ — проведение экспериментальных исследований.

#### **Влияние углов атаки**

1. Изменение внешнего и донного сопротивления, эффективной тяги изолированных сопел и сопел в компоновках при изменении угла атаки.

2. Обтекание осесимметричных и плоских сопел на углах атаки, трансформация отрывных зон на поверхности сопел.

3. Влияние реактивных струй при изменении угла атаки на обтекание планера самолета (эффект суперциркуляции).

Среди отмеченных выше вопросов аэрогазодинамики реактивных сопел наиболее сложными являются вопросы внешнего обтеканий, минимизация внешнего и донного сопротивления, потерь эффективной тяги сопел в компоновках на ЛА при бесфорсажных режимах работы двигателей, когда площадь выходного сечения сопла в несколько раз меньше площади миделя гондолы (фюзеляжа), что имеет место, главным образом, при до- и трансзвуковой скорости набегающего потока. Эти вопросы решаются, в основном, путем экспериментальных исследований реактивных сопел.

## 附件二

### 複合材料應用在航空結構介紹

**ADVANCED POLYMER COMPOSITES:  
APPLICATION FOR AVIATION AND AEROSPACE STRUCTURES**

**BY**

T.G. SORINA  
VIAM, MOSCOW 107005  
RUSSIA

**ABSTRACT**

Considered in the article are issues related to improvement of properties, fabrication and use of Polymer Matrix Composites based on graphite, organic and glass fibers for aerospace industries of Russia and other countries of the CIS. The best effect is shown to be attained when a partial involvement of these materials (for making certain structures) is transformed into "global" design of large structures out of the PMCs.

**SYMBOLS**

E	Young's modulus in tension
$\sigma_b$	ultimate stress in tension
$\sigma_{-b}$	ultimate stress in compression
$\rho$	mass density
$T_g$	glass-transition point
G	shear modulus
$\varepsilon$	elongation to rupture

**ABBREVIATIONS**

CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastic
PMC	Polymer Matrix Composite
TsAGI	Central Aero-Hydrodynamic Institute, Russia
TsIAM	Central Institute of Aviation Motors, Russia
LII	Flight Research Institute, Russia
NIISU	Research Institute for Automatic Control Systems, Russia
NIAT	Research Institute for Aircraft Manufacturing Processes, Russia
UVZ	Ukhtomsky Helicopter Plant, Moscow region, Russia

**Introduction**

The Russian Institute for Aviation Materials (the VIAM) is the largest center in the materials science field, unique in respect of the complexity of scientific areas covered. The Institute undertakes research and

development for materials of all classes, types and kinds necessary for aviation and space technologies. VIAM is a basis for a certification center accredited by the Gosstandard.

VIAM, in cooperation with other major R&D institutes of the industry (TsAGI, TsIAM, LII, NIISU, NIAT),

- establishes trends in aviation materials development for the far and near time periods,
- takes part in implementation of multidisciplinary scientific research programmes budgeted by the Russian Federation Government,
- conducts basic research intended to form a basis for the future, including advanced materials and new manufacturing processes; at that stage the programmes are undertaken in collaboration with Academy of Sciences institutes, higher education system laboratories, and science centers of other industries.

These studies outline new manufacturing processes and materials (their chemical and "geometric" composition), together with main characteristics evaluation.

When the necessity to prepare a novel aviation technology item appears, we develop and certificate the materials in agreement with specifications prepared by Design Office and approved by TsAGI and/or TsIAM; the work package is usually based on the previous advanced studies and financed by the customer.

VIAM holds a major place in the development and certification of structural Polymer Matrix Composites (PMCs) based on high-strength fibers.

New PMCs (as well as metals) are developed in agreement with requirements of the Aviation Materials Development System (Fig. 1), including

- certification of new materials (prepregs) and manufacturing processes for preparing them,
- development of technical standards for test methods/procedures and amounts of structures made out of PMCs,
- development of technical standards for manufacturing the semi-finished items and transforming them into final structures,
- developer's supervision.



When combining various fillers in a single structure, the use temperature is prescribed proceeding from the lowest value of  $T_g$ .

The pre-cure aggregative state of binding agents is a determinant for semi-finished item fabrication processes. For example, prepregs with the PAIS-104 binder are fabricated by electron/ion-driven deposition of a preparation powder onto graphite fillers followed by the melting of the system in a furnace. Semi-finished items based on binders UNDF-4a, OMI, and VS-2526 are produced by melting. Binders EDT-69, ENFB, and UP-2227 are deposited onto fillers by solution impregnation; and VS-2561 is infiltrated under pressure. The PSN thermoplastic binder delivered in the form of films is added to fabrics and tapes by the lamination technique.

Prepreg certification procedures have been developed employing various state-of-the-art physical, chemical, and mechanical options for validating the materials:

- differential scanning calorimetry,
- X-ray inspection,
- liquid chromatography, etc.

The following parameters are checked:

- weight fractions of resin and fibers,
- adhesion capability,
- excess resin percentage,
- gel formation time,
- fractions of soluble resin and volatile species,
- glass-transition temperature range,
- tensile/compression strength and Young's moduli,
- shear/bending strength of unidirectional composites prior to and after moisture absorption.

Because both a material and a structure are created simultaneously, experts in the materials science and manufacturing processes are being actively involved in works at stages of concept definition, design, and commitment in mass production of structures.

It is generally known that the to-day's wide range of composite materials originated from Glass Fiber Reinforced Plastics (GFRP). Initially, these were for military technologies. The GFRP feature is a very appropriate combination of structural strengths and widely controllable dielectric properties, including permittivity and loss angle being stable throughout life cycle. GFRPs remain irreplaceable for radio engineering applications [3].

As for properties and variety of textile forms, the Russian-produced fillers based on glass fibers are on par with international analogues. GFRPs were improved by developing new matrices (Fig. 2) and are effectively utilized in civil aviation. For example, much work was accomplished to create prop-fans, engines that open prospects for improving the weight/cost characteristics of currently used airplanes; propeller blades are

extremely sophisticated designs based on glass fiber reinforced plastics and other composites. The work has been successful in what concerns fatigue strength (250 MPa on the basis of 10 million cycles), noise suppression, engine weight reduction (some 600 kilos), fuel saving, and service life length. An engine with such blades is operated on IL-114 airplane; the fuselage structure and high-lift devices of this airplane are made mainly from PMCs. The wide use of GFRPs is chiefly due to their price which is much less than the prices of CFRPs and organoplastics.

However, glass fiber reinforced plastics play only secondary roles in airframes. These materials are not competitors to metals because of a relatively low modulus of elasticity. Given the high strengths (the ultimate stress  $\sigma_y=2000$  MPa), GFRPs are only 1 – 4 percent in airframes, mainly within low-stress structural parts. In contrast, helicopter primary structures have up to 35% weight fraction of these materials, utilized in highly stressed elements such as main-rotor spars (Table 3).

The advent of second-generation composite materials (such as organoplastics and CFRPs that are superior to Al and Ti alloys with respect to a set of main properties) has established premises for considerable utilization of composites in airframes.

Graphite/epoxy systems are of special importance in aviation materials science. They possess unique combinations of characteristics and surpass traditional structural materials in respect of specific stiffness, fatigue strength, chemical stability, corrosion/radiation/fungus resistance, high heat-conductivity, low temperature expansion coefficient; these materials maintain dimensions at high and low temperature; their electric properties may be adjusted to an application type.

CFRPs have a feature that enables designers to consider the materials as a promising substitute for metallic alloys in aircraft construction: high allowable tensile and compression stresses not compromised with a high modulus of elasticity; this is extremely important in maneuverable airplanes [4].

Used as fillers for structural composites are high-strength and high-modulus graphite fibers. The fillers are produced in the form of

- thin tapes (with weak graphite weft filaments), brands LU, ELUR, LZHU and
- untwisted roving, brands UKN, Kulon, Granit, differing in filament percentage (2.5k, 3k, 5k, 6k).

The high-strength and high-modulus graphite filaments for use in load-carrying structures are mandatorily subject to surface treatment, rovings are covered with sizing.

The LUP and ELUR-P CFRP tapes (with P in the brand name symbolizing the surface treatment) have notable

ensures multiple protection of graphite-based structures against direct lightning strike, at the 0.99 probability. The 0.22 mm thick conducting layer is applied to the CFRP stack preform surface and bond to the stack during the cure stage. This layer is attached reliably by treating its surface in a special way. The layer takes loads together with the skin, improves erosion resistance, and raises mechanical characteristics of the skin.

For Zone B several versions of lightning protection systems based on special textile forms from graphite filaments with improved conductivity have been prepared. These fillers have physical (and mechanical) characteristics close to those of the graphite fillers of the protected skin, therefore such components take the loads on par, thus the weight increment is extremely insignificant, 100 g/sq.m. A feature of the system is the coating being manufactured and attached to the CFRP skin through the manufacturing process. Tests showed these protection systems to be appropriate as expendable protection-options for Zone A.

Experimental data suggest that Zone B may be made out of CFRP without protection.

In order to estimate the potential for utilizing the CFRPs in space technologies, mechanical characteristics of these materials were carefully studied after

- radiation-induced aging,
- exposure to combination of temperature gradients, deep vacuum ( $10^{-6}$ – $10^{-9}$  atm) and ultraviolet radiation of appropriate intensity, and
- a hold time in space.

Figure 5 demonstrates changes in tensile and in-plane shear strengths of a KMU-4e CFRP sheet with a stacking sequence typical of the BURAN skin; the test conditions corresponded to

- a stay in an intended orbit,
- 80 takeoffs and landings, and
- ground storage/maintenance

over a period of 10 years. Figure 6 shows changes in compression strength for the 150–450 K temperature range. One can see that the ultimate shear stress slightly decreases during the initial 20 cycles then stabilizes, while both the tensile and compressive strengths remain constant; these data evidence serviceability of the material under such conditions.

The efforts for implementing carbon fiber reinforced plastics in domestic aviation technologies were begun in 1976. During the past period we at VIAM have developed more than 20 brands and modifications of structural CFRPs that differ in their mechanical characteristics, workability, operating temperatures, etc.

At stage 1 we adopted and implemented the concept of development of separate composite structures for airplanes AN-24, AN-22, YaK-40, IL-86, and SU-26;

performance of the materials in service was thoroughly monitored. Data acquired confirm in-service reliability and weight efficiency of the CFRP structure and have been a basis for introducing composite structures in airframes of newly developed technologies:

- airplanes MIG-29, AN-72, AN-124, TU-160, SU-27, and YaK-42,
- helicopters MI-28 and KA-32,
- gas turbine engines D-36 and D-18, and
- BURAN reusable aerospace vehicle.

For the first time a large series of CFRP structural components were introduced by the Mikoyan Moscow factory – in MIG-29 airframe; 12 items with a total weight of 90 kg provided an overall weight saving of 105 kg.

A modification, MIG-29M, already included 16 parts with a 137 kg total weight that provided a 140 kg overall weight reduction.

In the structure of a new state-of-the-art fighter airplane prepared by Mikoyan factory, the amount of structural CFRPs was 25% of the airframe weight, saving 350 kg of the total weight (Fig. 7).

Simultaneously, the use of CFRPs in structures developed at the Mikoyan Design Bureau made it possible to reduce the total number of load-carrying parts by a factor of 2, to eliminate hole drilling and riveting operations (thus reducing the labor requirements by 12–25%) and to shorten the manufacture cycle (for the parts with CFRPs) by 20–25%. Technical and cost efficiency of CFRPs (KMU-3) may be illustrated by data for the AN-124 passenger airplane. Here, the total amount of composites is 2.2 t (in 200 parts), the weight saving reaches 0.8 t, the materials utilization factor has been increased to 85%; the Al alloy weight saving is 6.0 t.

The industry manufacture of parts and large units out of CFRP made a significant step forward. For the first time these materials have been widely used in structures of passenger airplanes developed by Ilyushin Design Bureau (IL-96-300 and IL-114) and Tupolev Design Bureau (TU-204 and TU-334).

When designing the structures, the industry have to find out a compromise between

- the desire to attain a maximum possible weight-efficiency due to introduction of CFRPs with extremely high mechanical characteristics and
- the structure manufacturing costs.

Therefore, although there exist CFRPs with very high strength (2500 MPa) and elastic modulus (300 GPa), the industry mainly utilizes materials with a ply strength of 1000–2000 MPa. Figure 8 demonstrates dependence of amounts of structural CFRPs on levels of strength, elastic modulus and use temperatures. Over 50% of the presently used structure are fabricated out of CFRPs with the ply strength of 1500 MPa, and only 15%

panels, wing trailing edge structures, partitions, fairings, etc. in AN-28 transport. In the AN-124 ("Ruslan") the mass of parts with organoplastics has reached 2800 kg; the total area of organoplastic parts is about 1000 sq.m; in particular, the fairing for the landing gear has the area of 155 sq.m and reduces mass by a factor of two as compared with the metallic prototype.

Organoplastics have been used in structural components of passenger airplanes (IL-86, IL-96-300, IL-114, TU-204, TU-334, YaK-42). The most comprehensive utilization is seen in Tupolev airplanes: skins of low and medium-stress sandwich panels (engine cowl doors, fairings of pylons, fin, fairings between a wing and a landing gear sponson allowing – a weight reduction of 12–26%). Skins for more severely loaded large-size structures are manufactured out of hybrid composites in which the layers with aramid and graphite fibers (in a proportion from 1:3 to 1:1) are intermittent. Of the 4.4 t of PMCs in TU-204 organoplastics are about 3 t; the mass saving is 1.2 t.

Organoplastics are used in helicopter structures: KA-26, KA-32, MI-26, MI-28, MI-38, etc. For the first time, in our joint work with the Ukhtomsky helicopter plant (UVZ), the concept of development of separate PMC elements (in a mainly metallic structure) has been replaced by the concept of manufacturing units with polymer sandwich panels; and further, the manufacturing of modular composite structures. At the first stage the helicopter included more than 400 parts from organoplastics, with 160 of these replacing metallic ones. Almost all external panels (105 pieces) of the helicopter have skins made of organoplastics and OSP with a T-39 combined fabric. These materials are in load-bearing panels of highly stressed units including the cabin, tail unit, wings, trailing edge flaps, and fuel tanks. In main rotors the organoplastic sheets have been successfully used as skins of dynamically loaded tip sections (service life increasing 10–12 times; a better center-of-gravity position due to a weight saving in comparison with a GFRP prototype).

The total material utilization factor has been increased to 0.8–0.9, and the mass of units of the airframe has been decreased by 14%. In addition, damage tolerance was improved, and the service life was raised by a factor of two to three. The wide use of PMCs, and organoplastics in particular, reduced labor requirements and energy consumption by a factor of 1.5 to 3.

Due to the wide implementation of structures made out of organoplastics and related hybrid composite material, at the UVZ the concept of partial use of PMCs in separate items has for the first time been replaced with the concept of wide utilization (30–35%) of the materials; furthermore, new helicopter structures using up to 50 to 60% of PMC's is now prevailing.

Load-carrying skins loaded in tension and submitted to vibrations, acoustic and impact loads are recommended to be fabricated out of multilayer metal/organoplastics.

Properties of ALORs are reported in Table 9. These skins made it possible to reduce the structural mass by 20–25%, improve reliability and service life by a factor of 5 to 10, increase vibration resistance by 30–40%, and improve heat/acoustic isolation by a factor of 1.5–2. The most considerable effect of combining organoplastics with Al alloys is seen when the ALOR is fatigue loaded; the crack growth rate drops down.

Depending on composition of the ALORs, the tensile strength limit is 500–1000 MPa, and the Young's modulus is 70–110 GPa (while decreasing the mass density from 2.4 to 2.2 g/cu.cm). The fatigue crack growth rate gets as low as 0.1–0.4 mm/kcycle.

Owing to the unique set of unique characteristics, this class of materials is much promising for various engineering industries.

With the experience in advanced manufacturing processes gained, the costly special-purpose equipment/facilities available, and highly qualified personnel at hand, it has been possible to organize rather simply the mass production of wide ranges of machine tool/car parts, excellent sporting appliances, gliders, yachts, and medical technologies, in quite a number of Russian Companies.

#### REFERENCES

1. R.E.Shalin, G.M.Gunyaev. Development of composites -- basis of changes in the structure of usage of materials in industry. *J. Advanced Materials*, 1994, 1(3), pp. 241 - 245.
2. T.G.Sorina, G.M.Gunyaev. Structural carbon fiber reinforced plastics and their properties. In: *Polymer matrix composites*, vol. 4. Chapman and Hall, London, 1995, pp. 132 - 198.
3. B.A.Kiselyov. Glass plastics. In: *Polymer matrix composites*, vol. 4. Chapman and Hall, London, 1995, pp. 229 - 268.
4. G.M.Gunyaev, T.G.Sorina, A.F.Rumyantsev, I.P.Khoroshilova. Aviation materials at the edge of the 21st century. Collection of papers, Printing Office of VIAM, 1994.
5. V.D.Protasov. Organoplastics. In: *Polymer matrix composites*, vol. 4. Chapman and Hall, London, 1995, pp. 199 - 227.
6. G.P.Mashinskaya, B.V.Perov. Principles of developing organic fiber reinforced plastics for aircraft engineering. In: *Polymer matrix composites*, vol. 4. Chapman and Hall, London, 1995, pp. 305 - 422.
7. G.P.Mashinskaya, G.F.Zheleznina, O.G.Senatorova. Limited fibrous metal/polymer composites. In: *Metal matrix composites* (ed. by I.N.Fridlyander), Chapman and Hall, London, 1995, pp. 487 - 568.

**Mechanical properties of PK-11 prepregs**

Table 4

UNIDIRECTIONAL PREPREGS					
TYPE OF PREPREG			PK11LR5.0	PK11LT6.0	PK11LA6.0
TYPE OF CARBON FIBER			UKN-P-5K	TORAYKA T300-6K	MAGNAMITE AS-4-6K
TYPE OF MATRIX RESIN			ETD-69N	EDT-69N	EDT-69N
PROPERTIES	UNIT	METHOD			
0 - TENSILE STRENGTH	MPa	AST M D3039	1600	1760	2000
0 - TENSILE MODULUS	GPa	AST M D3039	135	138	138
0 - COMPRESSIVE STRENGTH	MPa	AST M D3410	1250	1380	1290
0 - COMPRESSIVE MODULUS	GPa	AST M D3410	115	119	119
INTERLAMINAR SHEAR STRENGTH	MPa	AST M D2344	82	90	84

**Erosion resistance\***

Table 5

Material	Coating thickness, $\mu\text{m}$	Relative depth of erosion (=1 for KMU-4)
KMU-4	—	1
KMU-4 + VPT-1	100	0.1
KMU-4 + EPK	100	0.05

Corundum mass flowrate = 9.6 kg/sq.m-s;  
impingement angle = 90°;  
impact speed = 65 m/s

Table 6

**KMU-7 carbon fiber reinforced plastic: impact resistance**

Impact energy, J/sq.mm	Residual compression strength, MPa	
	VS-2526M epoxy matrix	Binary matrix
2	170	330
4	130	260
6	110	210

Table 7

**Properties of elementary fibers: comparison**

Fibers	$\gamma$ , g/cu.cm	$\sigma_b$ , GPa	E, GPa	Elongation at rupture $\epsilon$ , %
Polyheteroarylene (SVM)	1.44	3.8-4.2	120-130	2-4
Poly-n-phenylene-terephthalamid (Therlon)	1.45	3.6-3.8	85-120	1-2.5
Aramid co-polymer (Armos)	1.44	4.5-5.0	145-170	4.0
Poly-n-phenylene-terephthalamid (made in the USA):				
Kevlar-49	1.44	3.7-4.0	130-140	1.9-2.3
Kevlar-149	1.47	3.8-4.2	150-180	2-4

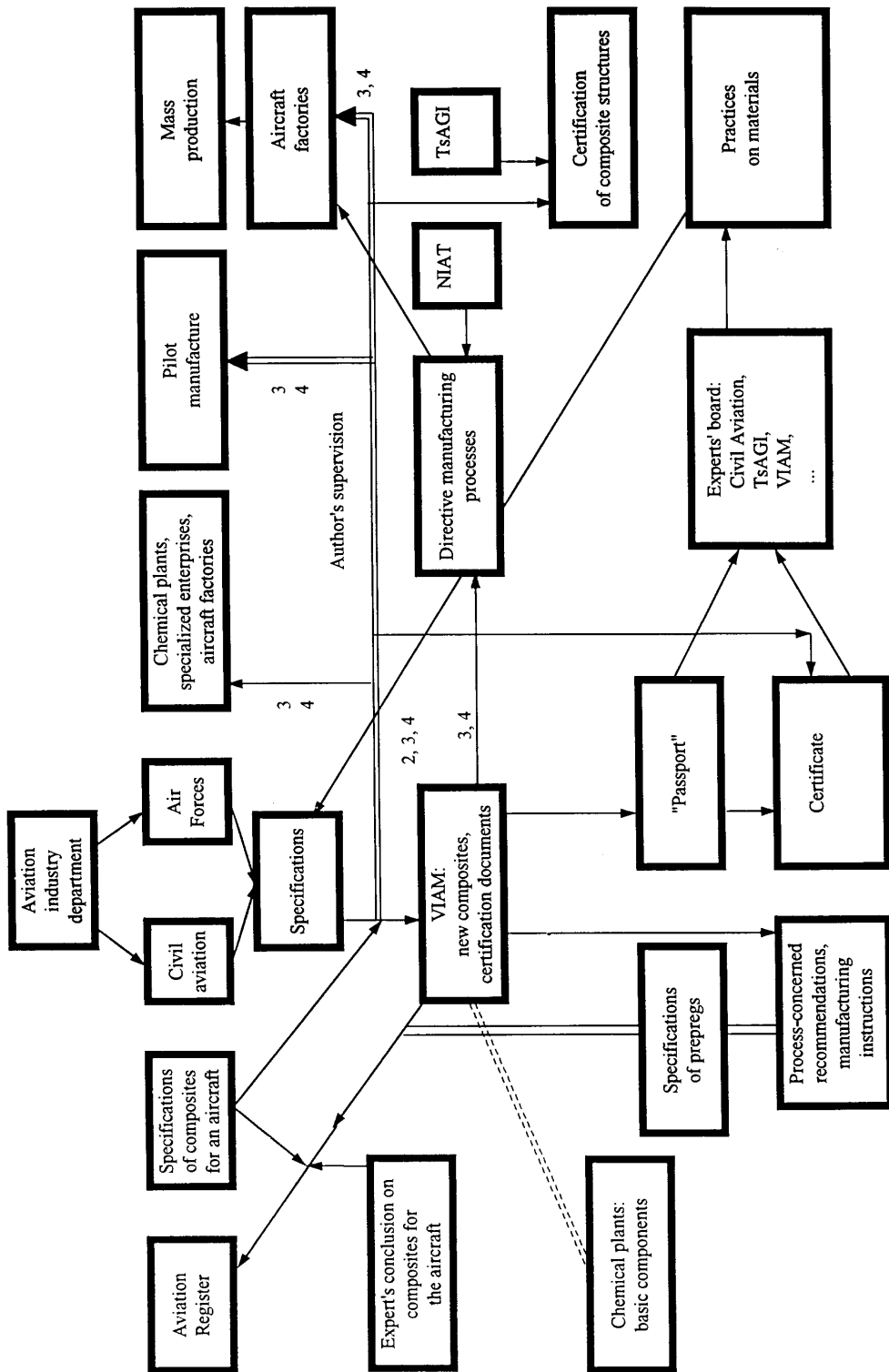
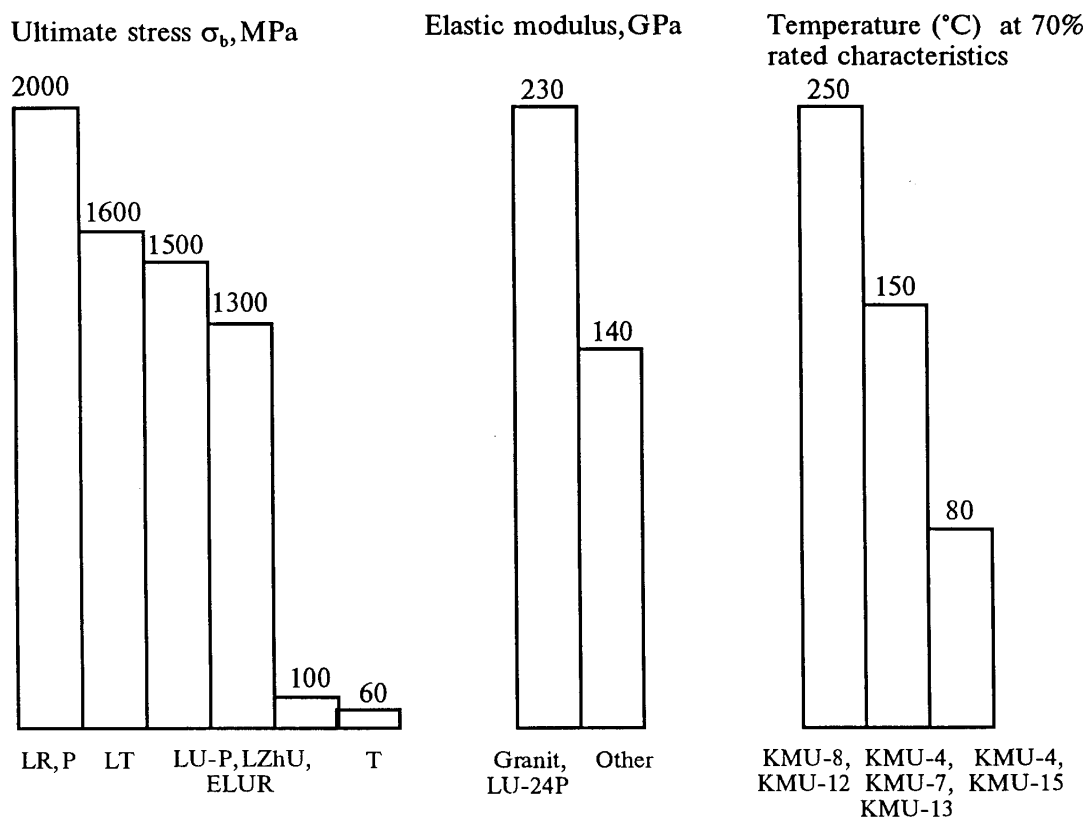


Figure 1.



LR	the rolled prepreg tapes (ply thickness of 0.12-0.15 mm) from UKN-P graphite roving
P	the semi-finished items made by pultrusion process
LT	the cord tape with a graphite roving warp and aramide or glass fibers in weft (ply thickness of 0.18-0.22 mm)
ELUR-P, LU-P, LZHU	the cord tape with high-strength graphite warp and weak graphite filaments in weft (ply thickness of 0.18-0.2 mm)
T	the fabric out of graphite roving with plain or serge weave (0.18-0.45 mm ply thickness)

Figure 3. Characteristics of C FRPs used in aerospace technologies ( $V_f=60\%$ )

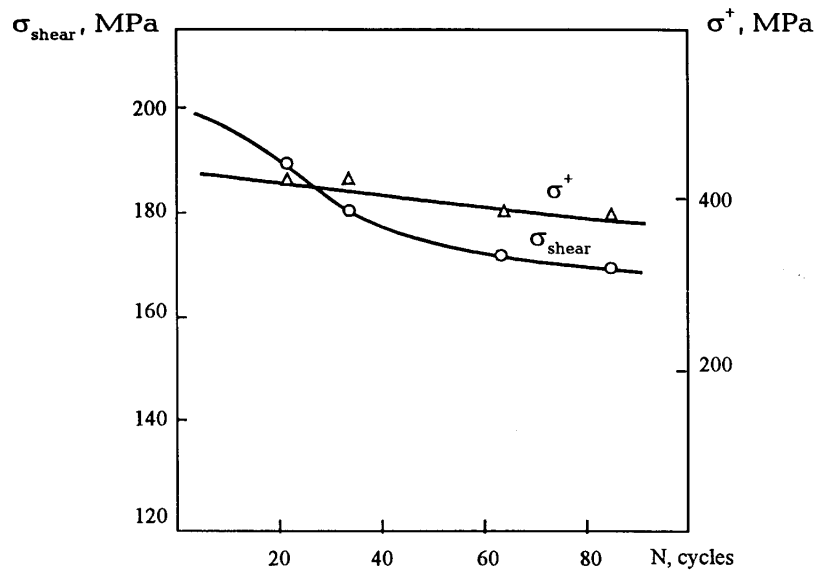


Figure 5. Changes in shear strength of BURAN aerospace vehicle skin (out of KMU-4e CFRP) during ground tests under simulated combined action of space factors.

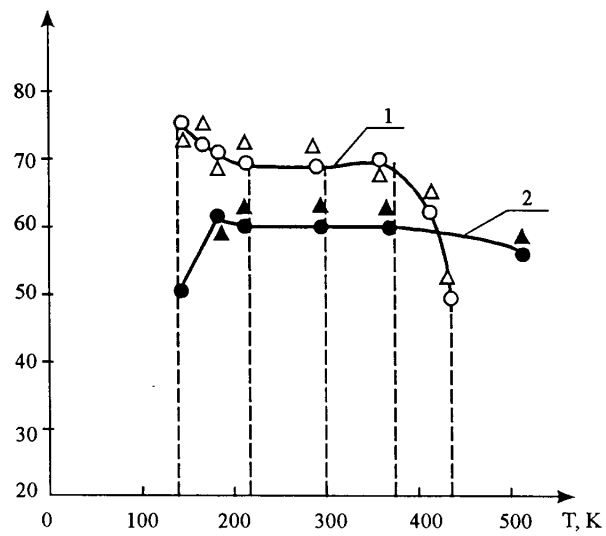


Figure 6. Temperature dependence of ultimate stresses of CFRPs KMU-4 ( 1 ) and KMU-8 ( 2 ); prior to (  $\circ$   $\bullet$  ) and after (  $\Delta$   $\blacktriangle$  ) exposure to space conditions

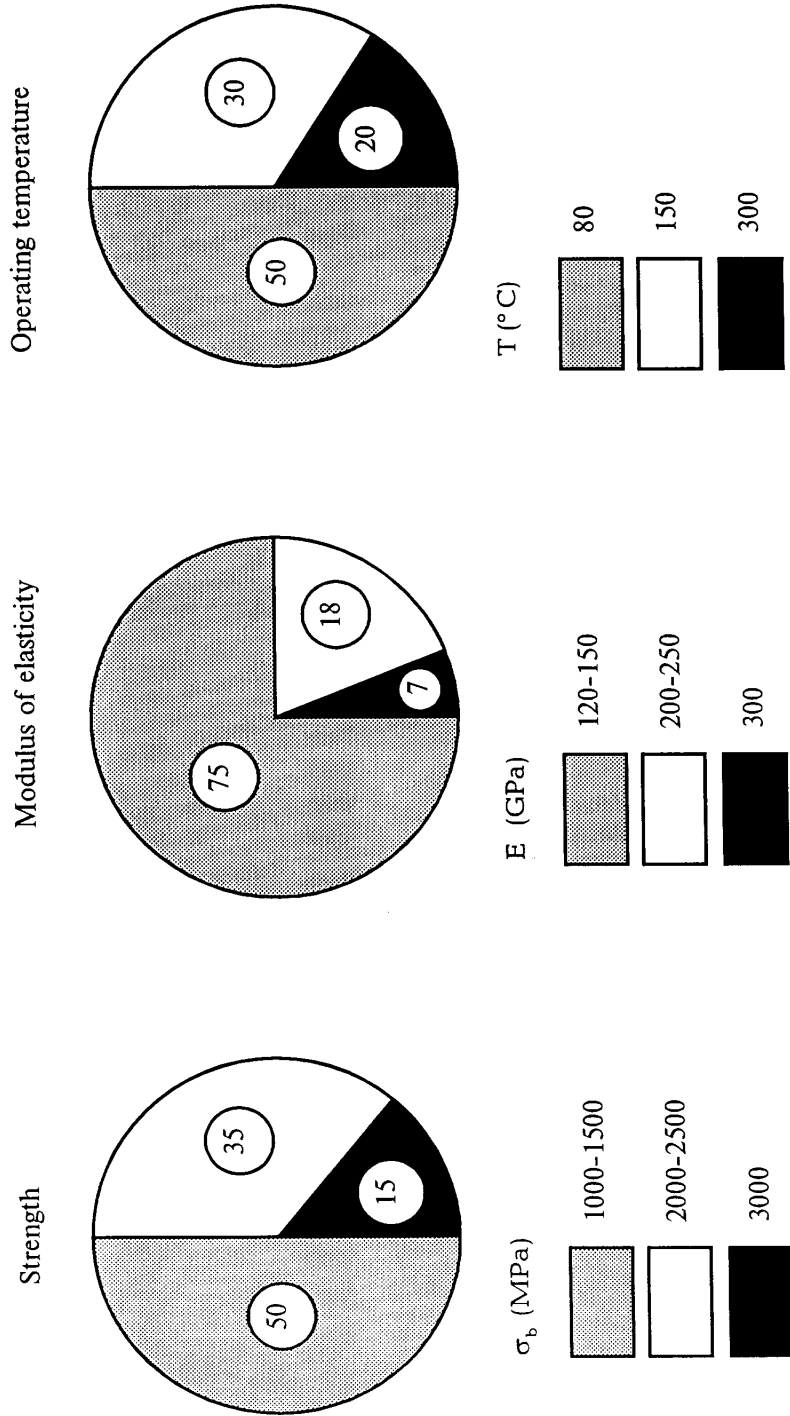


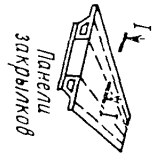
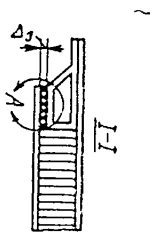
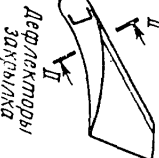
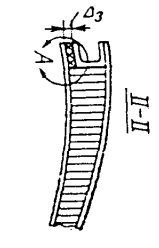
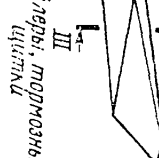
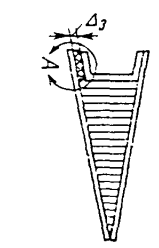
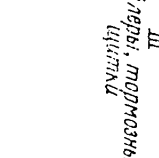



Figure 8. Breakdown of use of CFRPs – weight percentage.




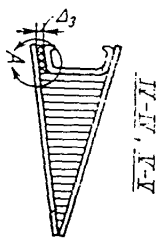

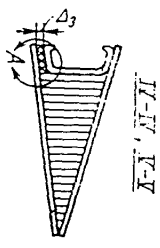

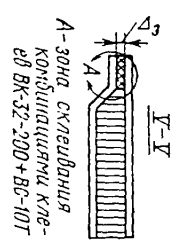
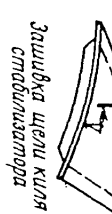
### 附件三

## 複合材料應用在內裝產品介紹

Таблица 3.2

Исследуемый тип образцов	Исследуемый зазор $\Delta_3$ , мм	Типовые конструктивные схемы ступенек и зоны образования соединений		Касание прослойки (мм), для устранения ступенек	Количество жидкого клея	Предел прочности	Характер разрушений образцов	
		Агрегаты	Типовые сечения					
I	0,3	 <p>Панели закрылков</p>		1 слой 0,3—0,35	—	10,4	30—50% отрыв по подслою	
								1 слой 0,3—0,35
	0,6	 <p>Держатели закрылка</p>		2 слой 0,3—0,35	Избыток	5,6	Разрушение по ВС-30Т, клей пористый	
								3 слоя 0,3—0,35
	II	0,3	 <p>Слайдеры, тормозные цитаты</p>		1 слой 0,3—0,4	—	10,5	50—90% отрыв по подслою
0,8				3 слой 0,3—0,4	2 тонких слоя	8,8		
								4 слоя 0,3—0,4
1,0			5 слоев 0,3—0,4	4 тонких слоя	8,5	До 50% отрыв по подслою		
1,2								

Продолжение табл. 3.2

Исследуемый тип образцов	Исследуемый зазор $\Delta_3$ , мм	Типовые конструктивные схемы ступеней и зоны образования соединений		Клеевые прослойки (мм), введенные для устраниения ступенек	Количество жидкого клея	Предел прочности $\sigma_{\text{д}}$	Характер разрушений образцов
		Агрегаты	Типовые сечения				
III	0,3			3 слоя 0,3—0,4	2 тонких слоя	9,4	50% отрыв по подслою
	0,6					9,3	
	0,78					9,5	
IV	1,04			Только жидкий клей	2 слоя	8,9	До 50% отрыв по подслою
	0,3					8,0	
	0,6					7,9	
	0,8		 <p>А-зона, склеивания конструкциями кле- ев ВК-32-200 + ВС-10Т</p>	Только жидкий клей	6 слоев	6,3	До 20% отрыв по подслою
	1,0					5,5	
	1,2					5,0	
		 <p>Защитка щели клея стабилизатором</p>			8 слоев	Разрушение под подслою	

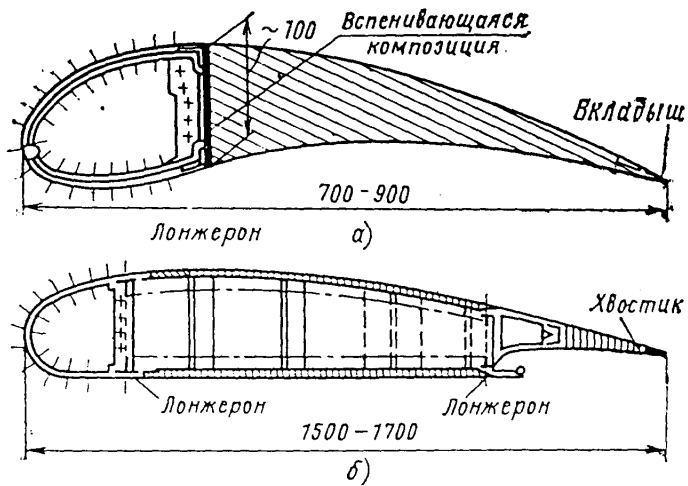


Рис. 1.26. Типовые сечения отдельных агрегатов сотовой конструкции крыла Ил-76:

а—дефлектор; б—основное звено закрылка; в—хвостовое звено закрылка; г—сервокомпенсатор внутреннего элерона

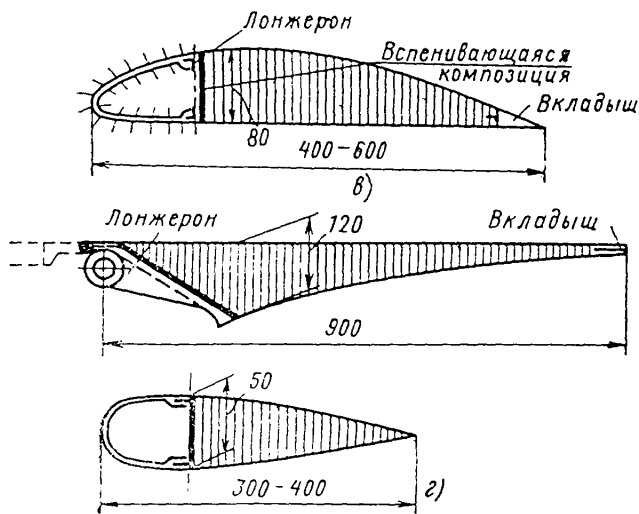
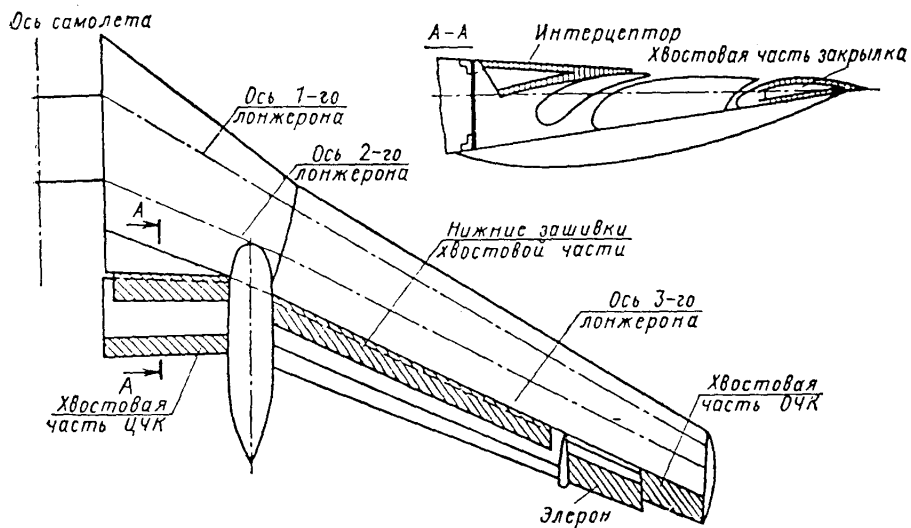


Рис. 1.27. Схема применения клееных сотовых конструкций на крыле Ту-154



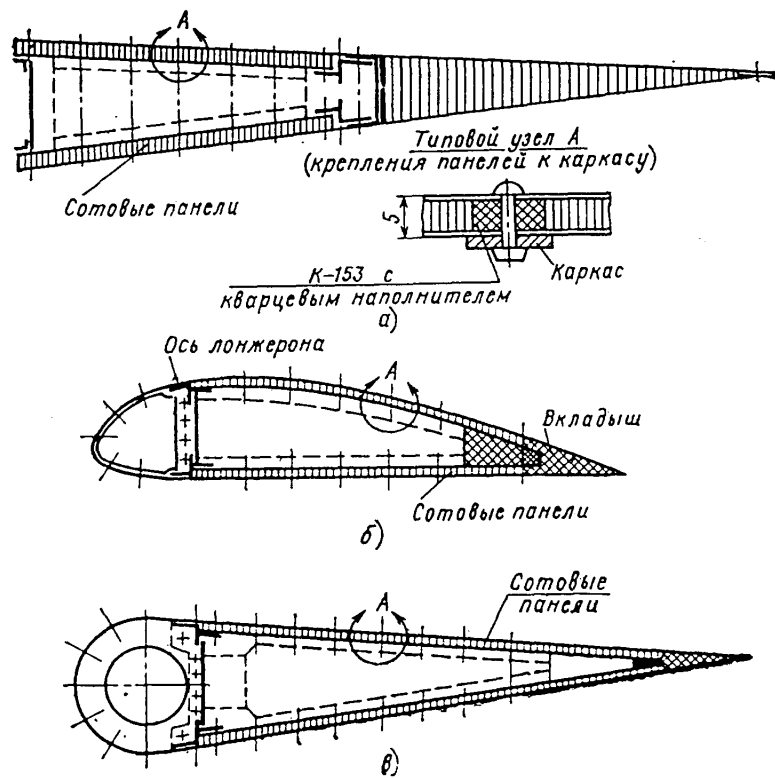
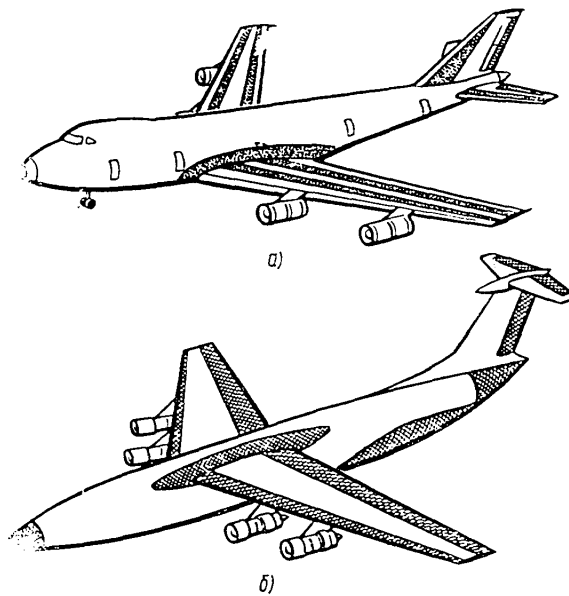


Рис. 1.28. Типовые сечения агрегатов механизации крыла:  
 а—интерцептор ЦЧК; б—хвостовая часть закрылка ЦЧК; в—элерон

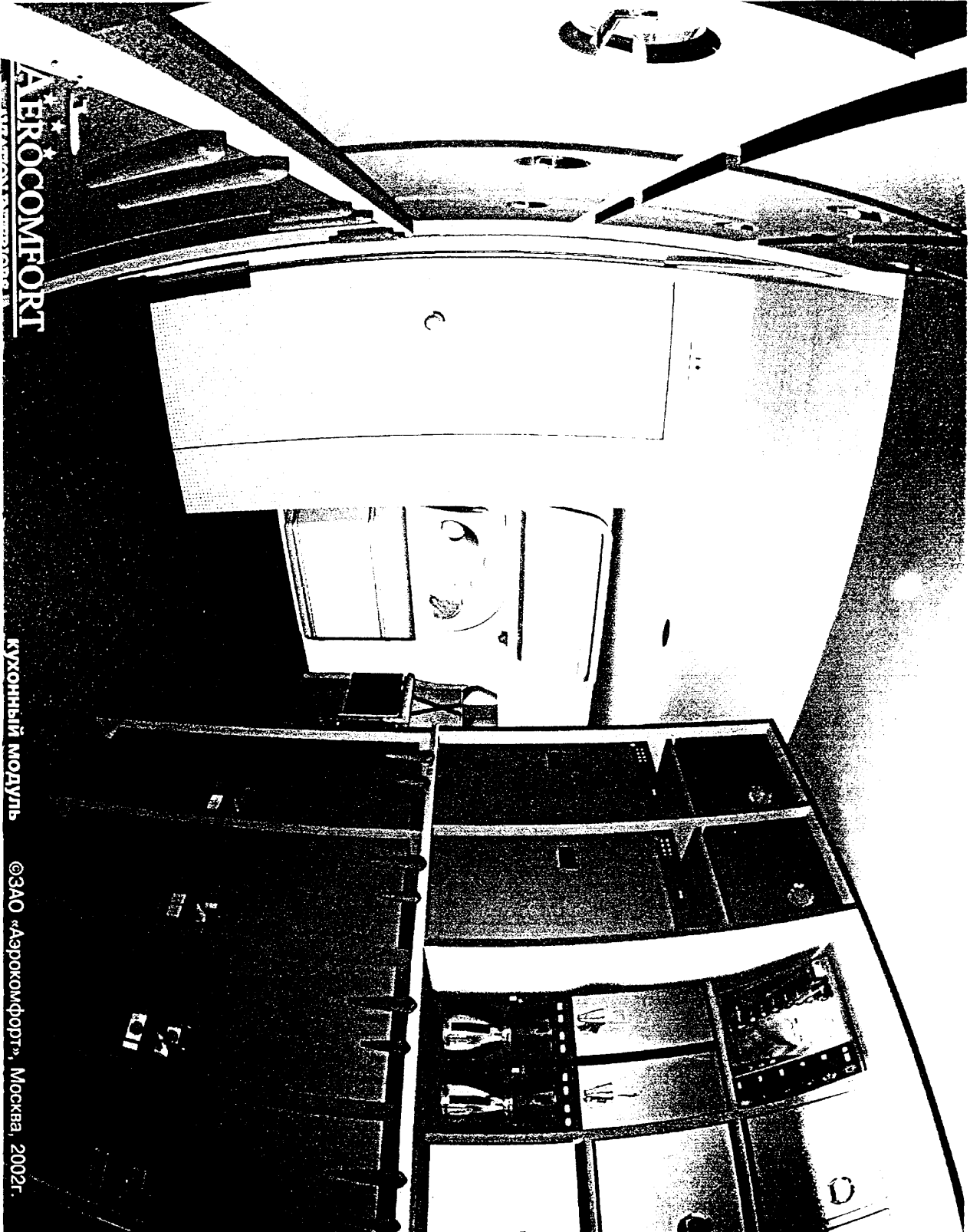
Рис. 1.29. Схема применения сотовых клееных конструкций на широкофюзеляжных самолетах:

а—на самолете Боинг-747; б—на самолете С-5А фирмы «Локхид»









АЭРОКОМФОРТ

Кухонный модуль

© ЗАО «Аэрокомфорт», Москва, 2002г.



