

50X1-HUM

# INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

## CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

COUNTRY USSR

REPORT

SUBJECT Soviet Technical Manuals and Documents Relating to Aviation Equipment and Activities

DATE DISTR. 25 May 1960

NO. PAGES 2 50X1-HUM

DATE OF INFO.  
PLACE & DATE ACQ.

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE

Russian-language manuals and documents relating to Soviet aviation equipment and activities. When detached from this report, the manuals and documents are classified CONFIDENTIAL. 50X1-HUM

Att. No. 1: Formulyar na Tester T-I, BF-971 (Logbook of the T-I Tester, BF-971). The booklet, consisting of 20 pages, was published by the Ministry of Aviation Industry and was issued on 29 October 1955.

Att. No. 2: Pasport na Samoletnyu Lampu Faru SMF-2m, No. 31812 (Rating Booklet for Aircraft Lamp Landing Light SMF-2m, No. 31812). THIS booklet was published by the Ministry of the Radio-technical Industry on 19 November 1955 and issued by OTK on 5 October 1956. THIS document consists of two pages but one or two pages appear to be missing.

Att. No. 3: Pasport Svodnyy na Lampu-Faru Samoletnyuyu vydvizhnuyu LFSV-45, No. 683 (Combined Rating Booklet for the Extensible Aircraft Lamp Landing Light LFSV-45, No. 683). This booklet was published by the Ministry of the Electrotechnical Industry. It was stamped and signed by an OTK representative on 21 November 1956 and by a consumer representative two days later. This document consists of three pages.

Att. No. 4: Pasport na Elektromekhanizm Posadochnoy Fary Tipa MPF-2, No. 632619 (Rating Booklet for the Electromechanism of Ground Landing Lights Type MPF-2, No. 632619). This booklet was published by the Ministry of Aviation Industry. It was stamped and signed by an OTK representative. The document consists of four pages.

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR / EV	X	NSA	X	FBI		NIC	X	
-------	---	------	---	------	---	----------	---	-----	---	-----	--	-----	---	--

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#")

50X1-HUM

# INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

-2-

- Att. No. 5: Instruktsiya po Pereregulirovke Uglov Povorota Sektora Elektromekhanizma MPF-2 (Instructions for the Regulation of Angular Adjustment of the Swinging Sector of the Electromechanism MPF-2). This booklet was published by the Ministry of the Electrotechnical Industry on 14 November 1955. It consists of four pages, one of which is a diagram.
- Att. No. 6: Pasport na Parashyutno-Tormoznyuyu Sistemu Tip PT-28, No. 601303 (Rating Booklet for the Parachute-Brake System Type PT-28, No. 601303). This booklet was published by the Ministry of Consumer Goods of the RSFSR. It consists of 40 pages many of which are blank and some have hand-written comments in the blank spaces.
- Att. No. 7: An 80-page logbook for parachute No. 376920, type IPLK-U9.<sup>1</sup> Only a few of the 80 pages have any notes on them.
- Att. No. 8: Formulyar Parashyuta No. 697505 Tip S-2, Seriya No. 2 (Logbook of Parachute No. 697505, Type S-2, Serial No. 2). This booklet of 52 pages is completely blank except for the first two pages. The parachute was issued November 1956.
- Att. No. 9: Pasport na Parashyut Tip PDMM-47 Serii No. 2, No. 704209 (Rating Booklet for Parachute Type PDMM-47 Series No. 2, No. 704209). This booklet has 24 pages consisting mainly of blank pages. The loose slip of paper shown on page 2 states that the parachute was packed in box No. 123.
- Att. No. 10: Metodicheskoye Posobiye po Obucheniyyu Letnogo Sostava Istrebitelnoy Aviatsii na Samoletakh-Perekhvatchikakh MIG-17p (Methods Manual for the Instruction of Flight Personnel in Fighter Aviation on the Aircraft Interceptor MIG-17p). The manual was prepared by the Office of the Commander-in-Chief of the Air Force. It was published by the Military Publishing House of the Ministry of Defense in Moscow in 1954. The manual has 136 pages of text and numerous drawings.

1. [redacted] Comment: The type designation is rendered in Cyrillic script and hence difficult in part to read. The "I" could possibly be an "M." 50X1-HUM

Distribution of Attachments:

[redacted] 50X1-HUM

Air: Retention (Photocopies of Atts. Nos. 1-10).

50X1-HUM

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

## Содержание формуляра

	<i>Стр.</i>
1. Паспорт парашюта . . . . .	1
2. Правила ведения формуляра . . . . .	2
3. Сведения о парашюте на день выписки дубликата формуляра . . . . .	3
4. Записи о передаче парашюта вне части . . . . .	4
5. Записи о передаче парашюта в части . . . . .	6
6. Сведения о хранении парашюта . . . . .	8
7. Сведения о переукладке парашюта . . . . .	12
8. Сведения о <b>с н у с к а х</b> на парашюте . . . . .	32
9. Ремонт парашюта . . . . .	40
10. Подробные заметки по особо-характерным спускам и эксплуатации парашюта . . . . .	46
11. Содержание формуляра . . . . .	52













РЕМОНТ

ПАРАШЮТА

№ п/п	Дата окончания ремонта	Причины, вызвавшие ремонт	Где производился ремонт и кем

В чём состоял ремонт	Подпись ответственного лица за качество ремонта

СПУСК НА ПАРА

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какого самолёта	На какой скорости самолёта

ПШЮТЕ И ИСПЫТАНИЕ

При каком положении самолёта	Способ отделения от самолёта	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

СПУСК НА ПАРА

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какого самолёта	На какой скорости самолёта

ШЮТЕ И ИСПЫТАНИЕ

При каком положении самолёта	Способ отделения от самолёта	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

### СПУСК НА ПАРА

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какого самолёта	На какой скорости самолёта

### ШЮТЕ И ИСПЫТАНИЕ

При каком положении самолёта	Способ отделения от самолёта	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

### СПУСК НА ПАРА

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какого самолёта	На какой скорости самолёта

### ПШЮТЕ И ИСПЫТАНИЕ

При каком положении самолёта	Способ отделения от самолёта	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

### СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№№ п/п	Дата пере- укладки	Фамилия производив- ших переукладку		Состояние парашюта: пресушка, ремонт и в каких находился
		Укладыва- ющего	Помога- ющего	

### УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

«производилась ли условиях парашют до переукладки)»	ПОДПИСИ		
	Укладыва- ющего	Помога- ющего	Проверяющего или пользую- щегося пара- шютом

### СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№ п/п	Дата пере- укладки	Фамилия производив- ших переукладку		Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каком находился
		Укладыва- ющего	Помога- ющего	

### УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	ПОДПИСИ		
	Укладываю- щего	Помогаю- щего	Проверяющего или пользую- щегося пара- шютом

СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№ з/п	Дата пере- укладки	Фамилии производя- щих переукладку		Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился
		Укладыва- ющего	Помога- ющего	

УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

(производилась ли условия парашют до переукладки)	ПОДПИСИ		
	Укладыва- ющего	Помога- ющего	Проверяющего или пользую- щегося пара- шютом





### СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№ п/п	Дата пере-укладки	Фамилия производи-щих переукладку		Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился
		Укладывающего	Помогающего	

### УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	ПОДПИСИ		
	Укладывающего	Помогающего	Проверяющего или пользующегося парашютом



### СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№ п/п	Дата пере-укладки	Фамилия производивших переукладку		Состояние парашюта просушка, ремонт и в каких условиях находился
		Укладывающего	Помогающего	

### УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	ПОДПИСИ		
	Укладывающего	Помогающего	Проверяющего или пользующегося парашютом



### СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№№ п/п	Дата переукладки	Фамилия производивших переукладку		Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился
		Укладывающего	Помогающего	

### УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

(производилась ли в условиях парашют до переукладки)	ПОДПИСИ		
	Укладывающего	Помогающего	Проверяющего или пользующегося парашютом

СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕ

№ № п/п	Дата переукладки	Фамилия производивших переукладку		Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился
		Укладываемого	Помогающего	

УКЛАДКЕ ПАРАШЮТА

(производилась ли в условиях парашют до переукладки)	ПОДПИСИ		
	Укладываемого	Помогающего	Проверяющего или пользующегося парашютом







### ЗАПИСИ О ПЕРЕДАЧЕ ПАРАШЮТА В ЧАСТЬ

№№ п/п	Дата поступлен. парашюта в часть	Дата закреплен. парашюта	За кем закреплён парашют (должность и фамилия)	Подпись владельца парашюта и Нач. ПДС

### ЗАПИСИ О ПЕРЕДАЧЕ ПАРАШЮТА В ЧАСТЬ

№№ п/п	Дата поступлен. парашюта в часть	Дата закреплен. парашюта	За кем закреплён парашют (должность и фамилия)	Подпись владельца парашюта и Нач. ПДС



### Правила ведения формуляра

1. Формуляр служит основным документом, фиксирующим хранение, эксплуатацию и техническое состояние парашюта и является неотъемлемой его частью.
2. Формуляр заводится заводом-изготовителем. Подписи военного представителя и начальника ОТК завода скрепляются печатью.
3. Состояние формуляра и точность внесенных сведений контролируется начальником ПДС.
4. Все записи производятся разборчиво, убористо и только чернилами. Подчистки, исправления и вырывание листов запрещаются.
5. При передаче парашюта в другие подразделения или при отправки в ремонт формуляр передается вместе с парашютом. Без формуляра парашют в ремонт не принимается.
6. В случае утери формуляра парашют тщательно осматривается комиссией с составлением акта и на парашют выписывается дубликат формуляра за подписью и печатью.
7. При каждом ремонте парашюта должны быть внесены соответствующие записи в формуляр.

### СВЕДЕНИЯ О ПАРАШЮТЕ НА ДЕНЬ ВЫПИСКИ ДУБЛИКАТА ФОРМУЛЯРА

Дата выписки дубликата	Количество переукладок	Количество спусков	Состояние парашюта	Номер и дата акта комиссии

Парашют допущен к дальнейшей эксплуатации.

- а) с самолёта на \_\_\_\_\_ спусков,
- б) с аэростата на \_\_\_\_\_ спусков.

М. П.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/05/20 : CIA-RDP81-01043R004500190007-1  
50X1-HUM

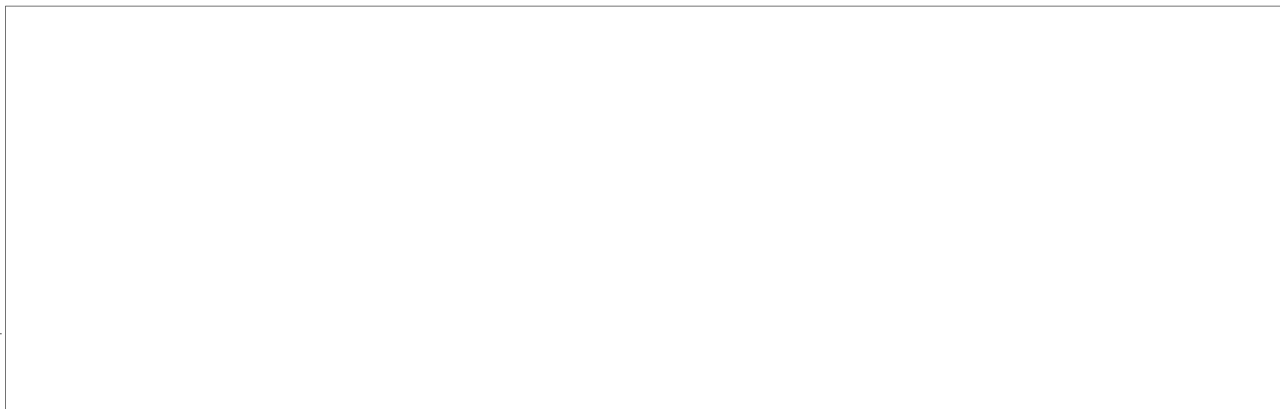
**Page Denied**

Next 1 Page(s) In Document Denied

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/05/20 : CIA-RDP81-01043R004500190007-1

50X1-HUM

# ФОРМУЛЯР













§ 7. СВЕДЕНИЯ ПО

№№ п/п	Дата применения парашюта	На какой скорости самолёта был применён парашют	Высота сбрасывания груза с самолёта	Способ отделения время и высота.

ЭКСПЛУАТАЦИИ

от самолёта, установки прибора	ПРИМЕЧАНИЕ







### § 3. КРАТКИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Краткие технические данные изложены в **техническом описании** на данный тип парашюта.

### § 4. РЕГЛАМЕНТНЫЕ РАБОТЫ

Регламентные работы изложены в инструкции по укладке и эксплуатации парашюта.

### § 5. ГАРАНТИИ

Поставщик гарантирует надёжную работу парашюта при двукратном его применении до заводского ремонта по условиям, изложенным в параграфе 2 технического описания, в течение 5 лет при своевременном проведении войскового ремонта. В число 5 лет входят не менее 3 лет эксплуатации, а остальное время относится к транспортировке и хранению на складах.

Рекламации по качеству парашюта поставщик принимает в течение 1 года 6 месяцев, считая с момента приёмки парашюта представителем заказчика.

Поставщик не принимает рекламации в случаях:

- а) повреждения от перехлёстывания купола стропами;
- б) механических повреждений купола, чехла купола, строп и камеры от зацепления их за самолёт, а также при протаскивании по земле после приземления;
- в) ожогов с порывами полотна купола и строп, полученных по тем или иным причинам;
- г) повреждения от выворачивания купола во время раскрытия;
- д) отсутствия паспорта или незаполненного паспорта;
- е) нарушения заказчиком условий хранения и эксплуатации.

## § 2. КОМПЛЕКТАЦИЯ

№№ п/п	Наименование	Количество
1	Мешок мягкий	1
2	Планка жёсткости	3
3	Универсальная металлическая несущая подвеска	1
4	Ремень	5
5	Подвеска груза	1
6	Парашот грузовой	1
7	Дистанционный прибор *)	1
8	Дистанционная трубка для парашютных грузов *)	1
9	Шнур	1
10	Диафрагма—прокладка	2

## § 2. КОМПЛЕКТАЦИЯ

№№ п/п	Наименование	Количество
11	Шнур	1
12	Световая сигнализация	1
13	Чехол для хранения световой сигнализации	1
14	Шнур для световой сигнализации	1
15	Нитка для крепления световой сигнализации	1
	Запасные части	
1	Шнур	1
1	Шнур	1
	*) Парашютной промышленностью не изготавливается и не поставляется	



**Правила ведения паспорта.**

1. Паспорт является неотъемлемой частью парашюта.
2. При утере паспорта парашют тщательно осмотреть и выписать дубликат за подписью командира части, акт осмотра приложить к паспорту.
3. В частях паспорт ведётся инструктором парашютного дела.
4. После каждого применения парашюта необходимо внести подробные записи в раздел «Замечания по эксплуатации» с указанием замеченных недостатков и обнаруженных повреждений отдельных частей и узлов парашюта.
5. При каждом ремонте или замене отдельных частей парашюта в паспорт вносить соответствующие записи с новой строчки.
6. При выписке дубликата паспорта, заполняется § 10.
7. На заводской ремонт парашют направляется вместе с паспортом.

**ПАСПОРТ НА ПАРАШЮТ**

Тип ПДММ-47

50X1-HUM

**§ I. СВИДЕТЕЛЬСТВО О ПРИЕМКЕ.**

Парашют изготовлен в соответствии с техническими условиями № 575-55 проверен, принят отделом технического контроля и представителем заказчика и признан годным для эксплуатации.

50X1-HUM

Форма 17

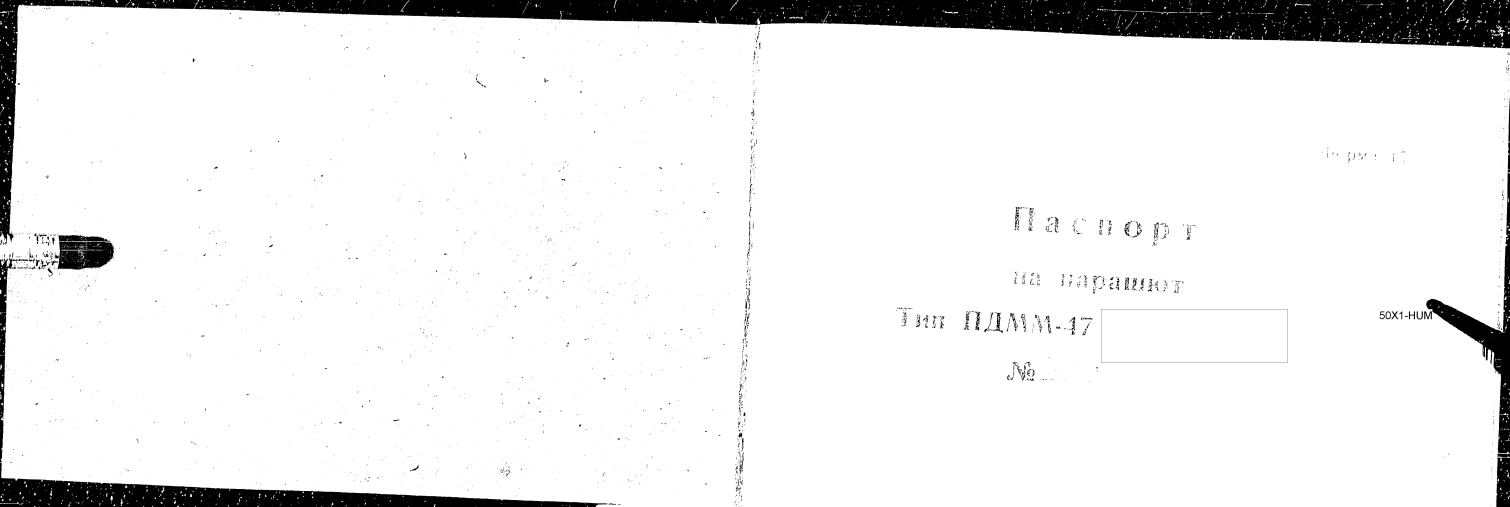
# П а с п о р т

на парашют

Тип ПДММ-47

50X1-HUM

50X1-HUM



№ \_\_\_\_\_

# Паспорт

на парашют

Тип ПДММ-47

№ \_\_\_\_\_

50X1-HUM

50X1-HUM

# П а с п о р т

на парашют

Тип ПДММ-47

50X1-HUM



**Для подробных заметок по  
и эксплуатации**

**особо-характерным спускам  
парашюта**

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---

PP 70 - 79 ← → PAGES NOT  
BUT

**Ремонт**

№ п/п	Дата окончания ремонта	Причины, вызвавшие ремонт	Где производился ремонт и кем

**Парашюта**

В чем состоял ремонт	Подпись ответственного лица за качество ремонта

PP 58-69

PAGES NOT OUT

**Спуск на пара**

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какой стороны на какой высоте

**Шюте и испытание**

При каком положении самолета	Способ отделиния от самолета	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

PAGES NOT PHOTOGRAPHED ARE BLANK AND IDENTICAL TO THE PAGES PRECEDING



### Спуск на пара

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какого самолета	На какой скорости самолета

### Шютё и испытание

При каком положении самолета	Способ отделения от самолета	Длительность свободного падения	Положение тела и момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

PAGES NOT PHOTOGRAPHED  
ARE BLANK AND IDENTICAL  
TO THE PAGES  
PRECEDING

### С п у с к н а п а р а

Дата спуска	Причина спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у земли	С какого самолета	На какой скорости самолета

### ш ю т е и и с п ы т а н и е

При каком положении самолета	Способ отделения от самолета	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

PP 38+39 as PP 40+41

PAGES NOT CUT

### С п у с к

### И т а н и е

Дата спуска	Причины спуска	Результат спуска	Фамилия и должность спускавшегося	Высота спуска	Скорость ветра у уровня раскрывания парашюта	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске
		Парашют допущен к эксплуатации на основании акта об испытании парашютов в воздухе						

### И т а н и е

Способ отделиния от самолета	Длительность свободного падения	Положение тела в момент раскрытия парашюта	Дополнительные замечания о спуске

### Сведения о пере

№ п/п	Дата пере-укладки	Кто производил переукладку	Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился

### укладке парашюта

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	Подпись лица, пользующегося парашютом	Подпись инструктора П. П. и укладчика парашютов

PAGES NOT PHOTOGRAPHED  
ARE BLANK AND IDENTICAL  
TO THE PRECEDING PAGES

**С в е д е н и я о п е р е**

№ п/п	Дата пере-укладки	Кто производил переукладку	Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился

**у к л а д к е п а р а ш ю т а**

(производилась ли в условиях парашюта до переукладки)	Подпись лица, пользующегося парашютом	Подпись инструктора П. П. и укладчика парашютов

Сведения о пере

№ п/п	Дата пере-укладки	Кто производил переукладку	Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился

укладке парашюта

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	Подпись лица, пользующегося парашютом	Подпись инструктора П.П. и укладчика парашютов

PAGES NOT PHOTOGRAPHED  
ARE BLANK AND IDENT-  
ICAL TO THE PAGES  
PRECEDING

**С в е д е н и я о п е р е**

№ п/п	Дата переукладки	Кто производил переукладку	Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился

**у н л а д н ы е п а р а ш ю т а**

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	Подпись лица, пользующегося парашютом	Подпись инструктора П. П. и укладчика парашютов

### Сведения о пере

№№ п/п	Дата пере-укладки	Кто производил переукладку	Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился

### укладке парашюта

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	Подпись лица, пользующегося парашютом	Подпись инструктора П. П. и укладчика парашютов



### Сведения о пере

№№ п/п	Дата пере-укладки	Кто производил переукладку	Состояние парашюта: просушка, ремонт и в каких находился

### укладке парашюта

(производилась ли условиях парашют до переукладки)	Подпись лица, пользующегося парашютом	Подпись инструктора П. П. и укладчика парашютов



### Сведения о хранении парашюта в складе

№ № п/п	Дата поступления парашюта в склад	Дата осмотра, проверки и просушки	Состояние парашюта (причины, вызвавшие неисправности и способы их устранения)	Подпись лица производившего осмотр

### Сведения о хранении парашюта в складе

№ № п/п	Дата поступления парашюта в склад	Дата осмотра, проверки и просушки	Состояние парашюта (причины, вызвавшие неисправности и способы их устранения)	Подпись лица производившего осмотр

**Сведения о хранении парашюта в складе**

№ п/п	Дата поступления парашюта в склад	Дата осмотра, проветривания и просушки	Состояние парашюта (причины, вызвавшие неисправности и способы их устранения)	Подпись лица, производившего осмотр

**Сведения о хранении парашюта в складе**

№ п/п	Дата поступления парашюта в склад	Дата осмотра, проветривания и просушки	Состояние парашюта, (причины, вызвавшие неисправности и способы их устранения)	Подпись лица, производившего осмотр

Записи о передаче парашюта в части

№№ п/п	Дата поступлен. парашюта в часть	Дата закреплен. парашюта	За кем закреплен парашют (должность и фамилия)	Подпись владельца парашюта и инструктора

Сведения о хранении парашюта в складе

№№ п/п	Дата поступления парашюта в склад	Дата осмотра, проветривания парашюта и просушки	Состояние парашюта, (причины, вызвавшие неисправности и способы их устранения)	Подпись лица, производившего осмотр
		20.9.56.	пр. осущены.	Богдан
		24.12.56	пр. осмотрены	Кожу

### Записи о передаче парашюта вне части

№№ п/п	Дата сдачи	Подпись и печать сдающей части	Дата приема	Подпись и печать принимающей части	Состояние парашюта (требует войскового или заводского ремонта, годен, не годен к эксплуатации)

### Записи о передаче парашюта в части

№№ п/п	Дата поступлен. парашюта в часть	Дата закреплен. парашюта	За кем закреплен парашют (должность и фамилия)	Подпись владельца парашюта и инструктора

### Правила ведения формуляра

1. Формуляр является неотъемлемой частью парашюта.
2. Формуляр заводится заводом, изготовившим парашют, где скрепляется подписями и печатями военного представителя \_\_\_\_\_ и завода.
3. При утере формуляра парашют тщательно осмотреть и выписать дубликат за подписью командира части; акт осмотра приложить к формуляру.
4. В частях формуляр ведется инструктором п/дела (экскадрилья, отряда, отдела).
5. Все записи делаются только чернилами. Подчистка и вырывание листов категорически воспрещаются.
6. ПРИМЕЧАНИЕ: Все записи вносятся разборчиво, убористо и без росчерков в подписях. Сведения, внесенные задним числом рассматриваются как подделка документа.
7. На обязанности инструктора парашютного дела лежит наблюдение за состоянием формуляра и точностью внесенных в него сведений.
8. При передаче или направлении парашюта в ремонт формуляр передается одновременно.
9. Парашют без формуляра или сведения о таковом, заводом принимается только с ведома соответствующего управления.
10. При представлении парашюта к исключению, к ходатайству, кроме соответствующего акта, прикладывается его формуляр.
11. В случае использования формуляра, прикладывается продолжение, (формуляр или прошнурованная тетрадь), о чем делается запись в соответствующую графу.
12. При каждом ремонте должны вноситься соответствующие записи в формуляр.
13. О всех замеченных по службе парашюта недостатках сообщать заводу-изготовителю и представителю \_\_\_\_\_

### Записи о передаче парашюта вне части

№ п/п	Дата сдачи	Подпись и печать сдающей части	Дата приема	Подпись и печать принимающей части	Состояние парашюта (требует войскового или заводского ремонта, годен, не годен, к эксплуатации)
		19.4.57	Улы	15.6.58	Плас

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/05/20 : CIA-RDP81-01043R004500190007-1

50X1-HUM

**Page Denied**

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/05/20 : CIA-RDP81-01043R004500190007-1



50X1-HUM

50X1-HUM

**ПАРАШЮТ**

§ 11. ОСОБЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

§ 11. ОСОБЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ





§ 9. СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕУКЛАДКЕ

№ № п/п	Дата переукладки	Кто производил переукладку	Состояние

ПАРАШЮТНО-ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ

парашютов	Подпись лиц произво- дивших укладку и мон- таж ПТС в контейнер

§ 9. СВЕДЕНИЯ О ПЕРЕУКЛАДКЕ

№ № п/п	Дата переукладки	Кто производил переукладку	Состояние

ПАРАШЮТНО-ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ

парашютов	Подпись лиц, производивших укладку и монтаж ПТС в контейнер

















§ 7. СВЕДЕНИЯ О ДВИЖЕНИИ

№№ и/п	Дата поступления парашюта	Наименование склада или части	Дата осмотра, провет- ривания, просушива- ния парашюта

И ХРАНЕНИИ ИЗДЕЛИЯ

Состояние парашюта	Подпись ответственного лица, производившего осмотр

§ 7. СВЕДЕНИЯ О ДВИЖЕНИИ

№№ п/п	Дата поступления парашюта	Наименование склада или части	Дата осмотра, проветривания, просушивания парашюта
1.	6.7.56г.	Гроздьяково	7.7.56г. просмотрен 31.10.56г. просушен 25.1.57г. просмотрен

И ХРАНИЕНИИ ИЗДЕЛИЯ

Состояние парашюта	Подпись ответственного лица, производившего осмотр
Хорошие	Иванов
Хорошие	Григорьев
Хорошие	Иванов



## § 6. СВЕДЕНИЯ О ЗАМЕНЕ

№ № п/п	Дата	Наименование вышедшей из строя части и её №	После скольких применений произведена замена	Номер новой части

## ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ

Причина замены	Сколько применений имела новая часть до постанов. в данную систему	Куда передана заменённая (новая) часть после отправки системы на заводской ремонт

§ 6. СВЕДЕНИЯ О ЗАМЕНЕ

№№ п/п	Дата	Наименование вышедшей из строя части и её №	После скольких применений произведена замена	Номер новой части

ОТДЕЛЬНЫХ ЧАСТЕЙ

Причина замены	Сколько применений имела новая часть до постанов. в данную систему	Куда передана заменённая (новая) часть после отправки системы на заводской ремонт

## § 2. КОМПЛЕКТАЦИЯ

№№ п/п	Наименование	Колич.	Примечание
<b>а) Основные части.</b>			
1	Купол . . . . .	1 шт.	
2	Чехол купола . . . . .	1 »	
3	Парашют вытяжной . . . . .	1 »	
4	Нить обрывная . . . . .	1 »	
5	Чехол скобы . . . . .	1 »	
6	Мешок . . . . .	1 »	
<b>б) Запасные части</b>			
1	Чехол купола . . . . .	1 шт.	
2	Парашют вытяжной . . . . .	1 »	
3	Чехол скобы . . . . .	3 »	
4	Нить обрывная . . . . .	20 »	
5	Сота резиновая . . . . .	8 »	
<b>в) Ремонтные материалы.</b>			
1	Лента ПЛШ-54-60 . . . . .	6 м	
2	Лента ПЛШ-15-20 . . . . .	5 »	
3	Ткань х/б АСТ-28 . . . . .	2 »	
4	Шнур капроновый ШКК-18-700 . . . . .	10 »	
5	Нитки льняные № 9,5/6	0,01 кг.	
6	Нитки шелковые № 18 (белые) . . . . .	0,01 кг.	

## § 3. КРАТКИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Краткие технические данные изложены в техническом описании № 540-54-НИО

## § 4. РЕГЛАМЕНТНЫЕ РАБОТЫ

Регламентные работы изложены в руководстве по хранению авиационно-технического имущества в складах и базах ВВС Советской Армии. (издание 1953 г.) и в инструкции № 540-54-НИО по укладке и эксплуатации парашютно-тормозной системы.

## § 5. ГАРАНТИИ

Поставщик гарантирует надёжную работу парашютно-тормозной системы при 10-ти кратном её применении по условиям пункта 1, 2 § 1 технического описания № 539-54 НИО в течении 5-ти лет, в число которых входит не менее 3-х лет эксплуатации, остальное время относится к хранению на складах и транспортировке. Рекламации по качеству парашютно-тормозной системы поставщик принимает в течение 1 года и 6 месяцев с момента приёма представителем заказчика.

Поставщик не принимает рекламаций в следующих случаях:

- а) при механических повреждениях купола и строп от зацепления их за самолёт или за выступающие предметы.
- б) при порывах с «ожогами» лент купола и строп.
- в) при отсутствии паспорта или при незаполненном паспорте.
- г) при нарушении условий хранения и эксплуатации.

### Дополнения к правилам ведения паспорта

1. Паспорт является неотъемлемой частью парашютно-тормозной системы.
2. При утере паспорта парашютно-тормозную систему тщательно осмотреть и выписать дубликат за подписью командира части, акт осмотра приложить к паспорту.
3. В частях паспорт ведётся лицом, отвечающим за эксплуатацию парашютно-тормозной системы.
4. После каждого применения парашютно-тормозной системы необходимо произвести подробные записи в раздел „Заметки по эксплуатации“ с указанием замеченных при этом недостатков и обнаруженных повреждений отдельных частей и узлов парашютной системы.
5. При каждом ремонте или замене отдельных частей парашютно-тормозной системы в паспорт вносятся соответствующие записи с новой строки.
6. Замена одного или двух вышедших из строя куполов, обязательно записывается в паспорт с последующими отметками о количестве применений этих куполов. В паспорте делается отметка о передаче купола данной системы для укомплектования другой парашютно-тормозной системы и перед отправкой системы в ремонт записывается количество применений этого купола в другой системе.
7. На заводской ремонт парашютно-тормозная система передается комплектно после выхода из строя всех куполов системы данного номера

### МИНИСТЕРСТВО ПРОМЫШЛЕННЫХ ТОВАРОВ ШИРОКОГО ПОТРЕБЛЕНИЯ РСФСР

50X1-HUM

## Паспорт

на парашютно-тормозную систему

ТИП ПТ-28

### § 1 СВИДЕТЕЛЬСТВО

Парашютно-тормозная система, номер которой указан выше, изготовлена в соответствии со специальными техническими условиями № 522-54-ОТД утвержденными 30 декабря 1954 года, проверена, принята ОТК и представителем заказчика и признана годной для эксплуатации в частях ВВС

50X1-HUM

# П а с п о р т

на парашютно-тормозную систему

ТИП ПТ-28



50X1-HUM

# П а с п о р т

на парашютно-тормозную систему

ТИП ПТ-28



50X1-HUM



мыслом. Вилка и коромысло изготавливаются из проволоки диаметром 1,8—2,2 мм (см. рис. 85). В центре коромысла укреплено кольцо, обеспечивающее подвеску пакета на замок бомбодержателя. Изготовленный указанным способом пакет с пачками отражателей имеет вид, показанный на рис. 86.

Пакеты с отражателями ДОС-3 подвешиваются в бомбоотсеке самолета Ил-28 на замки бомбодержателей. Подвеска пакетов производится в такой последовательности.

С помощью кольца, укрепленного на коромысле, пакеты с отражателями подвешиваются на замки бомбодержателей аналогично подвеске авиабомб. После подвески вилка каждого пакета соединяется с упором на замке бомбодержателя отрезком контровочной проволоки диаметром 0,3—0,5 мм и длиной 400—500 мм. При сбрасывании пакета с замка вилка выдергивается из петель скоб и пакет рассыпается.

Сбрасывание пакетов производит штурман самолета Ил-28 при открытых створках бомбоотсека аналогично сбрасыванию авиабомб «на взрыв».

Сбрасывание пакетов с отражателями ДОС-3 производится следующим образом.

После получения команды от летчика самолета-перехватчика: «Я..., дайте облако», штурман самолета Ил-28 открывает створки бомбоотсека и сбрасывает поодиночке три пакета с интервалом 30 секунд. После сбрасывания первых трех пакетов створки бомбоотсека должны оставаться открытыми.

При получении повторной команды: «Я..., дайте облако», штурман самолета сбрасывает поодиночке следующие три пакета с отражателями также с интервалом 30 секунд и т. д. После сброса всех 12 пакетов штурман самолета закрывает створки бомбоотсека и докладывает об этом руководителю полетов.

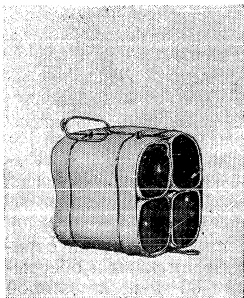


Рис. 86. Общий вид собранного пакета с отражателями ДОС-3

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение . . . . .	Стр. 3
<b>Глава I. Краткие сведения о самолете МИГ-17п и о самолетном радиолокационном прицеле РП-1</b> . . . . .	5
Краткие сведения о самолете МИГ-17п . . . . .	—
Краткие сведения о самолетном радиолокационном прицеле РП-1 . . . . .	16
Обзорная часть радиолокационного прицела РП-1 . . . . .	37
Электронный авиагоризонт . . . . .	50
Прицельная часть радиолокационного прицела РП-1 . . . . .	52
Блоки контроля и управления . . . . .	68
<b>Глава II. Особенности техники пилотирования и эксплуатации самолета-перехватчика МИГ-17п, оборудованного радиолокационным прицелом РП-1</b> . . . . .	72
Особенности техники пилотирования . . . . .	—
Эксплуатация радиолокационного прицела РП-1 . . . . .	77
Особые случаи в полете и меры безопасности . . . . .	86
<b>Глава III. Ведение воздушного боя</b> . . . . .	91
Обнаружение воздушной цели . . . . .	92
Сближение с целью и занятие исходного положения для атак . . . . .	95
Выход из атаки и выполнение повторной атаки . . . . .	110
Атака цели . . . . .	118
Выход из атаки и выполнение повторной атаки . . . . .	120
Особенности сближения и атаки маневрирующей цели . . . . .	127
Особенности сближения с групповой целью и атаки ее . . . . .	127
Особенности сближения с целью и атаки ее в условиях применения помех работе радиолокационному прицелу РП-1 . . . . .	129



жателями, а вследствие больших размеров «облака» отражателей искусственное изображение цели совершает значительные колебания.

Признаки применения пассивных помех целью в режиме прицеливания следующие:

а) размах искусственного изображения цели очень быстро увеличивается до максимального размера (появляются четвертые штрихи);

б) искусственное изображение цели совершает круговые движения по всему отражателю прицела.

При непрерывном воздействии помех на работу прицела РП-1 искусственное изображение цели, увеличенное до максимальных размеров, совершает круговые движения в течение всего времени действия помех.

При периодическом воздействии помех на работу прицела РП-1 после появления четвертых штрихов на искусственном изображении цели происходит сброс помех.

После сброса помех опять появляется искусственное изображение цели, но уже таких размеров, которые соответствуют дальности до истинной цели. При этом искусственное изображение цели вновь начинает быстро увеличиваться по размаху и совершать круговые движения, затем опять происходит сброс и т. д. с частотой, соответствующей частоте сбрасывания помех целью.

Обнаружив применение целью пассивных помех во время атаки, летчик-перехватчик выпускает воздушные тормоза и отстает от цели до дальности 2,5—3 км, на которой уравнивает скорости, ставит переключатель в положение «помеха» и продолжает преследование цели до прекращения его применения помех. После этого производит сближение с целью и атаку ее.

При полете в кучевых облаках на экране обзорного индикатора могут появляться разнообразные по форме помехи, а также могут происходить ложные захваты. В этих случаях поиск и сближение с целью должны происходить, когда переключатель находится в положении «помеха».

Наземные радиолокационные станции наведения П-3А, П-8 не оказывают влияния на работу прицела РП-1.

Однако летчик должен иметь в виду, что некоторые самолетные радиолокационные приборы типа ПСБН-м и «Кобальт» вызывают на экране обзорного индикатора прицела РП-1 помехи в виде вертикальных штрихов, затрудняющих обнаружение отметки цели и особенно меток «верх—низ».

В режиме прицеливания эти помехи не оказывают влияния на работу прицела РП-1.

Для создания помех работе радиолокационному прицелу РП-1 могут применяться противорадиолокационные отражатели ДОС-3. Отражатели ДОС-3 представляют собой цилиндрические пачки диаметром около 30—35 мм и длиной 60—63 мм. В каждой пачке упакованы отражатели из металлизированного стекловолокна в виде четырех цилиндров длиной по 15 мм каждый (рис. 84).

Подготовка отражателей ДОС-3 для сбрасывания их с самолета Ил-28 должна проводиться в такой последовательности.

Каждая пачка отражателей ДОС-3 дополнительно обертывается бумажной лентой шириной 60 мм и длиной около 500—600 мм. Перед обертыванием пачки ее упаковка разрезается по образующей.

Подготовленные указанным выше способом пачки отражателей складываются по четыре штуки в пакеты и обертываются бумажной лентой шириной 60 мм и длиной

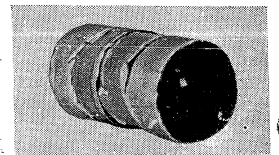


Рис. 84. Общий вид пачки с отражателями ДОС-3

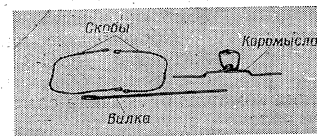


Рис. 85. Общий вид деталей, необходимых для подготовки пакета к сбрасыванию с самолета

700—800 мм. Для обертки может быть использована газетная бумага. После этого пакет с пачками противорадиолокационных отражателей скрепляется двумя бандажками, изготовленными из проволоки диаметром 1—1,2 мм. Каждый бандаж представляет собой две скобы, изогнутые по форме контурного очертания пакета с торцевой его части. Концы скоб оканчиваются петлями диаметром 2,5—3,0 мм (рис. 85).

Скобы, наложенные на пакет, скрепляются друг с другом с одной стороны вилкой, а с другой — специальным коро-

Импульсные помехи, излучаемые с самолета-цели, создают на экране обзорного индикатора хаотически или закономерно расположенные вертикальные штрихи, покрывающие все поле экрана и ухудшающие наблюдение за отметкой и особенно за вертикальными метками «верх — низ».

Кроме того, импульсные помехи могут вызвать срабатывание автомата захвата и, как следствие этого, переключение прицела РП-1 из режима обзора в режим прицеливания. При этом прерывается просмотр передней полусферы обзорной антенной прицела и нарушается непрерывность слежения за целью по экрану индикатора.

Поэтому при обнаружении на экране обзорного индикатора активных помех летчик-перехватчик должен поставить переключатель «выкл.— помеха» в положение «помеха», чем исключается возможность срабатывания автомата захвата.

В процессе сближения летчик должен внимательно следить за отметкой цели, чтобы не потерять ее на фоне помех, и особенно за труднопросматриваемыми среди вертикальных штрихов-помех метками «верх — низ», так как в случае прихода отметки цели в прямоугольник захвата без одной из меток «верх» или «низ» захвата цели может не произойти.

После того, как отметка цели при симметричных метках будет введена в прямоугольник захвата, летчик ставит переключатель «выкл.— помеха» в положение «выкл.». При этом происходит захват цели.

В режиме прицеливания импульсные помехи, как правило, не вызывают затруднений в работе летчика-перехватчика.

**Пассивные помехи** в отличие от активных носят периодический характер и создаются путем сбрасывания дипольных отражателей, которые имитируют ряд целей и вызывают на себя кратковременное срабатывание автомата захвата. В режиме прицеливания помехи последовательно сопровождают прицельную антенну, что исключает прицельную стрельбу.

В зависимости от частоты сбрасывания пассивных помех влияние их на работу прицела РП-1 может быть различным. При достаточно большой частоте сбрасывания помехи оказывают непрерывное влияние на работу прицела РП-1, а при малой частоте сбрасывания они воздействуют на работу прицела периодически, через определенные промежутки времени. Летчик обнаруживает применение целью пассивных помех в процессе сближения по расчленению отметки цели на несколько отметок, причем отделяющиеся отметки образуют

цепочку отметок, быстро приближающихся к азимутальной шкале. Отметка истинной цели при этом продолжает перемещаться вдоль шкалы дальности с прежней скоростью, оставаясь все время выше отметок, образованных дипольными отражателями. Общий вид экрана индикатора в условиях применения целью пассивных помех показан на рис. 83.

Обнаружив применение целью пассивных помех, летчик-перехватчик ставит переключатель в положение «помеха», чтобы исключить захват помех прицельной антенной РП-1,

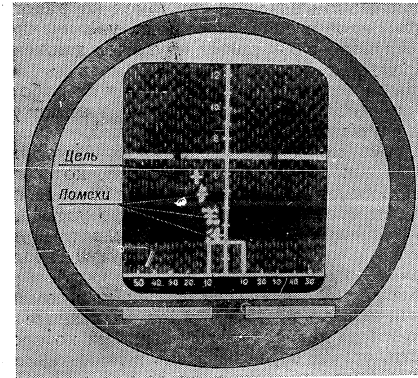


Рис. 83. Схематическое изображение помех на экране обзорного индикатора при сбрасывании отражателей ДОС-3

затем уменьшает скорость сближения, доводя ее до нуля на дальности 2,5—3 км, и, удерживая отметку истинной цели на этой дальности, продолжает полет за целью.

По прекращении сбрасывания помех целью летчик увеличивает скорость полета своего самолета и сближается с целью до дальности захвата. Когда отметка цели войдет внутрь прямоугольника захвата, летчик ставит переключатель в положение «выкл.» и с появлением линии захвата переходит к прицеливанию.

Применение целью пассивных помех во время атаки затрудняет прицеливание, так как прицельная антенна при этом может переключаться на слежение за дипольными отра-

После захвата в режиме прицеливания возможно перескакивание прицельной антенны, а вслед за ней и искусственного изображения цели на отражателе прицела с одного самолета группы на другой и обратно. Такое перескакивание происходит на дальностях примерно 2000—1000 м. С дальности около 1000 м прицельная антенна устанавливается на ближайшем самолете группы, изображение цели становится устойчивым и техника прицеливания не отличается от прицеливания по одиночной цели.

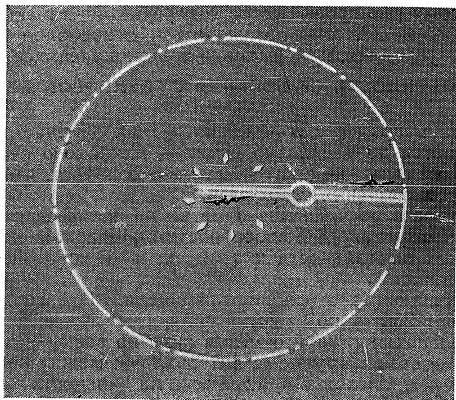


Рис. 81. Поведение искусственного изображения цели во время прицеливания по паре самолетов Ил-28, летящих с интервалом 40—50 м. Искусственное изображение установилось между самолетами. Прицеливание визуальное по левому самолету с дальности 1000 м

В случае сближения с группой самолетов, летящих с интервалами менее 200 м, отметка групповой цели на экране обзорного индикатора будет более яркой. Сама отметка цели не разделяется по числу самолетов в группе.

Прицеливание по такой группе самолетов не всегда возможно, так как изображение искусственной цели на отражателе прицела АСП-3м перескакивает с одной цели на другую на всех дальностях прицеливания во время атаки и даже может занимать среднее положение между двумя самолетами группы (рис. 81 и 82).

При сближении с самолетами противника, летящими с небольшими временными интервалами, на экране обзорного индикатора может последовательно появляться несколько целей, летящих на различных дальностях и азимутах. Отметки целей передвигаются по экрану с одинаковой скоростью.

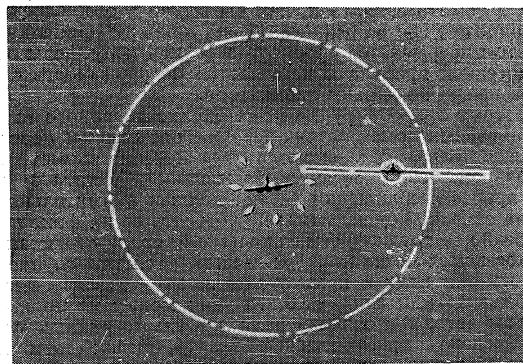


Рис. 82. Поведение искусственного изображения цели во время прицеливания по паре самолетов Ил-28, летящих с интервалом 40—50 м. Искусственное изображение перескочило на правый, более близкий к перехватчику самолет. Прицеливание визуальное по левому самолету с дальности 1000 м

Атака выполняется по ближайшему самолету обычным способом. После уничтожения цели летчик атакует следующую ближайшую к себе цель.

#### ОСОБЕННОСТИ СБЛИЖЕНИЯ С ЦЕЛЬЮ И АТАКИ ЕЕ В УСЛОВИЯХ ПРИМЕНЕНИЯ ПОМЕХ РАБОТЕ РАДИОЛОКАЦИОННОМУ ПРИЦЕЛУ РП-1

Для срыва атаки перехватчика, кроме маневрирования, самолет-цель может применять два вида помех работе прицелу РП-1: активные и пассивные.

**Активные помехи** создаются специальными передатчиками непрерывного или импульсного действия, работающими на частоте прицела РП-1.

Значительные угловые скорости цели, возникающие в процессе атаки маневрирующей цели, также затрудняют возможность частого переноса взгляда с отражателя прицела на авиагоризонт. Поэтому летчик-перехватчик должен иметь устойчивые навыки в длительном пилотировании самолета в облаках с маневрированием как по горизонту, так и по высоте с периодическим контролем пространственного положения по приборам.

Тем не менее, если летчик ощущает какую-либо ненормальность в положении самолета во время атаки маневрирующей цели или у него возникает иллюзорное впечатление накренивания искусственного изображения цели и т. д., то необходимо немедленно перенести взгляд с отражателя прицела на авиагоризонт и восстановить свое пространственное положение. При этом для успешной работы летчика-перехватчика играет существенную роль его умение быстро и безошибочно ориентироваться по приборам.

Если при атаке прямолинейно летящей цели под ракурсом, большим  $0/4$ , перехватчик заметил начало маневра цели в сторону, противоположную его заходу, он уменьшает крен самолета, сообразуясь с положением искусственного изображения цели относительно сетки прицела, уменьшает скорость сближения и продолжает атаку уже маневрирующей цели. Если же при атаке прямолинейно летящей цели под ракурсом, большим  $0/4$ , последняя начинает маневр в сторону атаки перехватчика и летчик наблюдает, что «крылышки» начинают уходить в сторону разворота, то необходимо уравнивать скорости, а при дальностях 800—500 м отстать от цели до 1000 м, после чего возобновить преследование и атаку уже маневрирующей цели.

В том случае, когда производится атака цели, начавшей маневрирование еще в процессе сближения с ней перехватчика, то, прежде чем перенести взгляд с экрана индикатора после захвата цели на отражатель прицела, летчик должен убедиться в устойчивости захвата цели.

Переходя к прицеливанию по такой цели, перехватчик уже имеет определенный крен и продолжает выполнять маневр за целью. В дальнейшем летчик производит атаку цели, как указывалось выше.

В процессе атаки цель может применять также маневр скоростью, начало которого перехватчик определяет по изменению скорости сближения, наблюдая за изменением размаха искусственного изображения цели.

Если во время прицеливания размах искусственного изображения цели начинает уменьшаться, а летчик при этом не изменял скорости своего самолета, то это означает, что скорость полета цели превысила скорость перехватчика. Увеличением тяги двигателя перехватчик должен восстановить скорость сближения с целью и выйти на дальности действительного огня 800—500 м.

В реальных условиях атаки при перехвате самолетов противника следует ожидать одновременного маневрирования цели как по направлению и по высоте, так и по скорости.

Поэтому тренировке летчика-перехватчика в атаке маневрирующих целей должно уделяться неослабное внимание, причем в условиях, максимально приближающихся к боевым.

#### ОСОБЕННОСТИ СБЛИЖЕНИЯ С ГРУППОВОЙ ЦЕЛЬЮ И АТАКИ ЕЕ

Когда в процессе сближения летчик замечает, что цель расчленяется на несколько отметок, одинаково перемещающихся по экрану индикатора, то это означает, что цель состоит из нескольких самолетов.

Расчленение единой отметки цели по количеству целей зависит от разрешающей способности радиолокационного прицела РП-1 по дальности и азимуту и от плотности строя противника.

Разрешающая способность прицела РП-1 по дальности составляет 250 м, по азимуту —  $5^\circ$ .

Расчленение единой отметки цели по азимуту по количеству самолетов в группе с интервалами между самолетами 200—250 м происходит практически на дальности менее 3 км.

При большем интервале между самолетами в группе расчленение отметки цели по азимуту возможно на больших дальностях.

При дистанции между самолетами в группе более 250 м количество отметок цели на экране индикатора будет соответствовать количеству самолетов в группе. Отметки будут располагаться близко одна от другой на различных дальностях и азимутах.

В случае появления на экране нескольких отметок цели летчик должен уменьшить скорость полета, выяснить количественный состав группы и наметить цель для первой атаки.

Как правило, летчик атакует ближайший к нему самолет группы, отметка которого находится ниже остальных на экране индикатора.

Выбрав цель, летчик продолжает сближение и производит атаку обычным порядком, как по одиночной цели.

в) В процессе сближения внимательно следить за перемещениями отметки по азимуту и за изменением вида отметки по меткам «верх — низ». Одновременно слушать информацию КП наведения об изменении положения цели по курсу и высоте. При перемещении отметки цели по азимуту выполнять необходимый маневр, стремясь удержать ее вблизи нулевого азимута, сохраняя симметричность меток «верх — низ».

г) При захвате цели не переходить сразу на прицельный индикатор после появления линий захвата на обзорном индикаторе, а добиться полного вхождения отметки цели в прямоугольник захвата на обзорном индикаторе при симметричном виде отметки, после чего перейти на прицел.

д) Если захват произведен на прямой, то искусственное изображение цели следует удерживать выше центра сетки на 50—60 тысячных и в таком положении подходить на дальность 1000 м, после чего осуществить прицеливание и открыть огонь на дальности 800—500 м.

При переходе цели в набор высоты или снижение переходить в соответствующий режим полета, удерживая искусственное изображение цели также выше центра прицела. Если одновременно с этим цель разворачивается влево или вправо, приводить искусственное изображение цели независимо от дальности до нее к центру прицела.

Выход из атаки производить указанным выше способом в сторону, противоположную развороту цели.

е) Резкие мелкие маневры цели на прицельных дальностях (менее 1000 м) значительно усложняют прицеливание и слежение за ней. В таком случае не следует гоняться за целью, а удерживать цель на дальности порядка 1000 м и после успокоения ее сближаться и атаковать.

ж) Опыт показал, что ориентировка в положении самолета-перехватчика в пространстве в период прицеливания вполне обеспечивается наблюдением за искусственным изображением цели и не требует частого контроля за положением самолета по пилотажным приборам. При выходе из атаки ориентировка в пространстве восстанавливается по авиагоризонту и другим приборам.

Горизонтальный и вертикальный маневры, начатые целью уже во время атаки перехватчика, определяются по соответствующему перемещению искусственного изображения цели на отражателе прицела АСП-Знм. При этом скорость перемещения изображения будет возрастать, если перехватчик не

будет парировать это перемещение соответствующим маневром своего самолета.

Обнаружив начало маневра цели на дальности 2000—1000 м, перехватчик должен продолжать сближение с целью до дальности открытия огня, удерживая искусственное изображение цели внутри контрольного круга ромбиков соответствующим маневром своего самолета. Ввод самолета-перехватчика в маневр должен быть плавным и обязательно координированным. Попытка летчика развернуть свой самолет за целью резким или некоординированным движением рулей приведет к уходу подвижной сетки прицела АСП-Знм и раскачиванию искусственного изображения цели.

Если к началу маневрирования цели перехватчик имел значительное превышение в скорости, то скорость сближения следует уменьшить до 25 км/час и менее.

В тех случаях, когда летчик не успевает маневрировать за целью, необходимо уравнивать скорости или даже отстать от цели до дальности 1500 м. После этого, освоившись с характером маневра цели, продолжать сближение до дальности открытия огня, удерживая искусственное изображение цели внутри контрольного круга ромбиков.

Сблизившись с целью на дальность 800 м, летчик, не прекращая маневра за целью, уравнивает скорости, уточняет прицеливание и открывает огонь.

Атака маневрирующей цели производится фактически под ракурсами, большими 0/4. Поэтому летчик должен твердо помнить, что атака маневрирующей цели должна производиться только с включенным прицелом на «гирос».

Если на дальностях 800—500 м цель начинает маневрировать еще более резко и летчик чувствует, что он не в состоянии прицеливаться и следить за нею, необходимо отстать от цели до дальности 1000—1500 м, после чего возобновить устойчивое маневрирование за целью и снова возобновить атаку.

Таким образом, в процессе атаки маневрирующей цели перехватчик повторяет за целью весь комплекс ее маневров, не теряя искусственного изображения ее из поля зрения и выбирает наиболее удобные моменты для прицеливания и ведения огня.

Летчик-перехватчик должен учитывать, что прицеливание с одновременным маневрированием за целью в сложных метеорологических условиях при отсутствии визуальной видимости цели затрудняет непрерывное наблюдение за пространственным положением самолета по приборам, как это имело место при сближении.

нию отметки цели в сторону больших азимутов с одновременным пропаданием одной из меток «верх — низ». Соответствующими маневрами перехватчик должен удерживать отметку цели около линии нулевого азимута ( $\pm 10^\circ$ ) при симметричных метках «верх — низ» до момента захвата цели прицельной антенной РП-1.

Необходимо учитывать, что по мере уменьшения дальности до цели выполнение маневра перехватчика за целью несколько усложняется вследствие увеличения относительной угловой скорости цели.

Маневрирование цели скоростью определяется по изменению скорости перемещения отметки цели вдоль шкалы дальности (линии нулевого азимута) на экране индикатора, если это не вызывается изменением скорости перехватчика.

Как правило, маневрируя скоростью, цель будет прибегать к увеличению скорости для того, чтобы оторваться от перехватчика. При этом отметка цели сначала замедлит скорость приближения к прямоугольнику захвата, а затем остановится на одной дальности или даже начнет перемещаться в сторону больших дальностей.

Перехватчик ни в коем случае не должен отставать от цели. Он должен во-время обнаружить скоростной маневр цели и парировать его соответствующим изменением собственной скорости.

Если перехватчик, несмотря на наличие максимально допустимых оборотов двигателя, все же не в состоянии догнать цель или скорость сближения его с целью остается незначительной, то необходимо сбросить подвесные баки.

В целях отработки действий летчика-перехватчика в условиях, максимально приближенных к боевым, необходимо в учебно-тренировочных полетах усложнять степень маневрирования самолета-цели.

Как показал опыт, наиболее эффективными являются следующие маневры самолета-цели:

— маневр по сигналу «Сирены» с дальности 10—15 км с энергичным разворотом на  $90^\circ$  и более (до полного выража на  $360^\circ$ ); разворот целесообразнее производить со снижением;

— маневр по сигналу «Сирены» с дальности около 2—3 км; для этого маневра необходимо увеличить скорость; при подходе перехватчика к дальности 2—3 км выполнять горку с разворотом и потерей скорости с последующим переходом к развороту в другую сторону со снижением.

Маневры должны производиться энергично с быстрым переключением самолета из одного разворота в другой и переходом от набора высоты к снижению.

Для выполнения маневра по уходу от истребителя самолет-цель должен быть оборудован аппаратурой защиты хвоста типа «Сирена-2».

Для усложнения наведения целесообразно также в полете по маршруту производить периодические маневры по курсу, высоте и скорости в период наведения истребителя.

Полеты с маневрированием на маршруте и маневрированием для ухода от истребителя по сигналу «Сирена» в пределах, практически возможных для самолета Ил-28, показали, что уйти от атаки истребителя МИГ-17п, пилотируемого летчиком, хорошо подготовленным и натренированным в работе с прицелом РП-1 в сложных условиях полета ~~можно~~, весьма трудно.

Для обеспечения безопасности полетов на перехват в условиях, приближенных к реальным, истребителю целесообразно выполнять полет с включенными АНО для контроля его атаки стрелком-радистом бомбардировщика.

На самолете-цели в кормовой установке должен находиться опытный стрелок-радист или лицо летного состава, способное оценить действия перехватчика и в случае необходимости сигнализировать летчику-перехватчику об опасности.

Самолет-цель должен быть оборудован фарой, включаемой в случае необходимости стрелком-радистом.

В этом случае методика выхода на цель должна быть следующей:

а) На этапе наведения на цель необходимо четко и быстро выполнять команды КП, при этом более удобны развороты по команде КП не с указанием курса, а лишь с указанием направления разворота и с прекращением разворота по команде КП.

б) При обнаружении цели необходимо сразу стремиться привести отметку цели к нулевому азимуту на обзорном индикаторе, чтобы сохранить возможность удержания отметки цели и меток «верх—низ» в случае резкого маневрирования цели, особенно на малых дальностях.

При обнаружении цели под большими курсовыми углами и при одновременном развороте цели на перехватчика необходимо резко уменьшить скорость и, пропустив быстро приближающуюся цель на азимут  $40-50^\circ$ , энергично разворачиваться на нее.

Чтобы исключить возможность попадания в спутную струю цели при отставании от скоростной цели, летящей горизонтально, одновременно с отставанием летчик осуществляет небольшой набор высоты путем удерживания искусственного изображения цели ниже центральной точки сетки прицела, примерно на нижнем крае контрольного круга ромбиков.

#### ОСОБЕННОСТИ СБЛИЖЕНИЯ И АТАКИ МАНЕВРИРУЮЩЕЙ ЦЕЛИ

При достаточной натренированности и умелом использовании радиолокационного прицела РП-1 на самолете МИГ-17п можно преследовать, атаковать и уничтожать одиночно летящие вражеские самолеты в любых метеорологических условиях днем и ночью при любом маневрировании самолета-цели.

Необходимо учитывать, что маневренные возможности бомбардировщика вообще ограничены по сравнению с истребителем, а при полетах в сложных метеорологических условиях они ограничены еще больше. Кроме того, при полете к цели бомбардировщики связаны в своих действиях необходимостью выдерживать заданный маршрут, профиль полета и время выхода на цель.

Тем не менее, большинство самолетов противника будет пытаться избежать атаки перехватчика или сорвать ее путем маневра по направлению, по высоте и по скорости. Наибольшей возможностью маневра располагают одиночные самолеты-бомбардировщики тактической авиации и разведчики.

Маневр цели может носить случайный или преднамеренный характер.

Если цель, выполнив горизонтальный или вертикальный маневр, прекращает маневрирование и выдерживает постоянный режим полета, то маневр ее, очевидно, носил временный, случайный характер и был вызван необходимостью выдерживать заданный маршрут или профиль полета. По окончании маневра цели сближение с ней и атака ее производятся обычным путем.

Если же цель не прекращает маневра, а более того, часто меняет его, переходя из правого разворота в левый или из набора высоты на снижение, это указывает на то, что перехватчик обнаружен станцией защиты хвоста цели и что цель пытается путем маневра сорвать атаку перехватчика.

В этом случае перехватчик должен производить сближение с целью и атаку цели, не выпуская ее из поля зрения и повторяя за ней все маневры.

Маневрирование цели летчик определяет по характеру перемещения отметки цели и изменению меток «верх — низ» на экране индикатора.

Горизонтальный маневр цели определяется по систематическому перемещению ее отметки на экране индикатора в сторону, соответствующую направлению маневра. Если при этом перехватчик продолжает сохранять прежний курс, то скорость перемещения отметки цели в направлении маневра увеличивается.

Обнаружив горизонтальный маневр цели, перехватчик координированным движением рулей вводит самолет в разворот за целью, подбирая крен своего самолета так, чтобы отметка цели удерживалась примерно около линии нулевого азимута ( $\pm 10^\circ$ ), и в таком положении продолжает сближение по симметричным меткам «верх — низ» до захвата.

Если в процессе разворота отметка цели начинает сходить с линии нулевого азимута в сторону, обратную развороту, и со все увеличивающейся скоростью перемещается на большие азимуты, это означает, что цель изменила направление маневра и перехватчику также необходимо его изменить, переложив самолет в обратный крен.

Пилотирование самолета МИГ-17п в процессе сближения с горизонтально маневрирующей целью осуществляется по электронному авиагоризонту с контролем по пилотажно-навигационным приборам: авиагоризонту и вариомеру (в дневном полете — через смотровое окно тубуса).

Вертикальный маневр цели определяется летчиком по пропаданию метки «верх» или «низ», если это не связано с выполнением собственного маневра перехватчиком. Пропадание на отметке цели метки «низ» означает, что цель начинает набор высоты, а метки «верх» означает, что цель начинает снижение.

Задача перехватчика в процессе сближения с вертикально маневрирующей целью — соответствующими движениями ручки управления самолета удерживать обе метки симметричными до момента захвата. Если перехват ведется на малых высотах, то в случае снижения необходимо контролировать высоту полета по высотомеру.

В большинстве случаев следует ожидать применения противником комбинированного маневра в вертикальной и горизонтальной плоскостях, что определяется по перемеще-

прицела будет опускаться вниз относительно изображения цели), то огонь следует прекратить и уточнить прицеливание, после чего снова открыть огонь.

Уточнение прицеливания рекомендуется производить после каждой очереди.

Имея в виду, что уничтожение скоростной цели необходимо произвести в первой атаке, летчик должен, пристроившись за целью в хвост, преследовать ее до тех пор, пока она не будет уничтожена.

В случае атаки нескоростной цели, когда уравнивать скорость не представляется возможным, летчик уменьшает скорость сближения в допустимых пределах для того, чтобы иметь больший запас времени на ведение прицельного огня.

Даже при скорости сближения 100—150 км/час летчик имеет возможность произвести 2—3 очереди с уточнением прицеливания между ними.

В случае атаки под ракурсом, большим 0/4, маневр скоростью летчик не осуществляет и ведет прицеливание и огонь с постоянной скоростью сближения, установленной в процессе сближения. Выход из атаки при этом производится с дальности 500 м в сторону атаки.

Если в полете ночью, несмотря на регулировку, изображение цели вспыхивает в момент захвата настолько ярко, что ослепляет на некоторое время летчика, рекомендуется использовать светофильтр прицела для уменьшения ослепляющего действия.

Яркость свечения сетки прицела во всех условиях полета должна быть отрегулирована в соответствии с яркостью свечения изображения цели таким образом, чтобы и «крылышки» и сетка прицела были видны одинаково четко.

#### **ВЫХОД ИЗ АТАКИ И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОВТОРНОЙ АТАКИ**

Выход из атаки для повторения ее производится в случае, если перехватчику не удалось сбить цель с первой атаки и не представляется возможным уравнивать свою скорость со скоростью цели для продолжения стрельбы до полного уничтожения ее.

Повторная атака выполняется, как правило, при помощи наведения с КП, однако при условии сохранения целью прямой линии полета повторная атака может быть выполнена перехватчиком самостоятельно.

Повторная атака при наведении с КП выполняется обычным способом.

Для выполнения самостоятельной повторной атаки маневрирующей цели необходимо запомнить курс и высоту полета цели и кроме того:

— выполнить при выходе из атаки по нескоростной цели отворот в сторону на угол 60°, по скоростной цели — отворот на угол 45°;

— пролететь после отворота по прямой в течение 8—10 секунд при атаке нескоростной цели и в течение 3—5 секунд при атаке скоростной цели;

— выполнить разворот в сторону цели до момента появления отметки цели на экране индикатора;

— маневром своего самолета переместить отметку цели к линии нулевого азимута, ввести ее в зону захвата и повторить атаку.

Повторная атака может производиться и без выхода из атаки, после отставания перехватчика от цели.

Отставание от цели для выполнения повторной атаки выполняется перехватчиком самостоятельно без потери цели из поля зрения и производится в следующих случаях:

— при невозможности удержаться за маневрирующей целью и вести по ней прицельный огонь на дальностях 700—500 м;

— при частом перескакивании искусственного изображения цели с одной цели на другую при атаке группы самолетов;

— в случае применения противником пассивных помех.

Отставание в этих случаях является наиболее рациональным способом продолжения атаки, так как в процессе отставания летчик-перехватчик не выпускает цель из «поля зрения» прицельной или обзорной антенн прицела РП-1, чем сокращается время выполнения повторной атаки.

Отставание осуществляется выпуском воздушных тормозов и уменьшением числа оборотов двигателя. Отставание летчик определяет по уменьшению размаха искусственного изображения цели.

В зависимости от обстоятельств отставание от цели может производиться до различных дальностей.

Так, например, отставание от маневрирующей скоростной цели должно производиться до дальности не свыше 1000 м. Отставание же от маневрирующей цели производится до такой дальности, начиная с которой представляется возможным удержаться за целью. При атаке групповой цели, а также цели, применяющей пассивные помехи, дальность отставания достигает 2,5—3,0 км.



цели, а контроль дальности — по размеру искусственного изображения цели (рис. 79).

В сложных метеорологических условиях, при отсутствии видимости естественного горизонта контроль за положением самолета в пространстве может осуществляться только путем периодического переноса взгляда с отражателя прицела на авиаторизонт, так как искусственное изображение цели не дает представления о положении естественного горизонта.

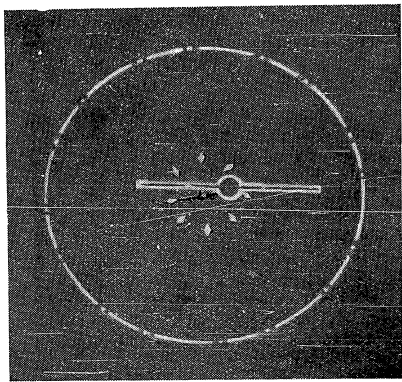


Рис. 79. Прицеливание при помощи прицела РП-1 по визуально видимой цели

Примечание. Для иллюстрации специально выбран кадр, в котором искусственное изображение не закрывает собой истинную цель.

Основное внимание при этом летчик уделяет выполнению прицеливания. Переключение внимания на авиаторизонт должно быть кратковременным и производиться при вводе самолета в доворот на цель.

Незначительные довороты на цель, предпринимаемые для удержания центральной точки сетки прицела на центре колебаний искусственного изображения цели, производятся без переноса взгляда на авиаторизонт.

При внезапном уходе искусственного изображения цели из поля зрения или какой-либо ненормальности в поведении самолета летчик должен проверить показания пилотажно-навигационных приборов.

При атаке скоростной цели после появления вторых штрихов летчик наблюдает за дальнейшим увеличением размаха искусственного изображения цели и в зависимости от этого регулирует скорость сближения.

В процессе маневрирования скоростью летчик удерживает изображение цели внутри контрольного круга ромбиков.

Установив скорость полета своего самолета примерно равной скорости цели и удерживая цель на дальности в пределах 800—500 м, летчик осуществляет более точное прицеливание

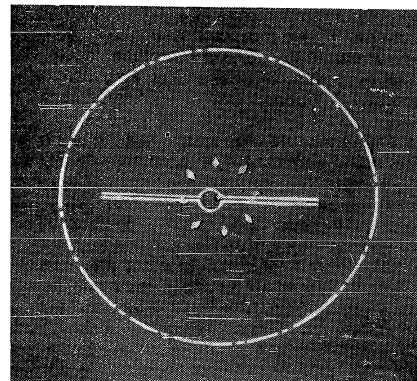


Рис. 80. Прицеливание в момент открытия огня

путем наложения центра сетки прицела на центр колебаний искусственного изображения цели (рис. 80) и после 1,5—2 секунд устойчивого прицеливания открывает огонь.

Необходимо иметь в виду, что открытие огня с дальностей более 800 м приведет к бесцельной трате патронов, так как прицел АСП-3м не строит угла прицеливания и, следовательно, понижение снарядов, превышающее на этих дальностях вертикальные размеры цели, не учитывается.

Огонь ведется только залпом из всех пушек очередями продолжительностью не более 2 секунд с таким расчетом, чтобы произвести 3—4 прицельные очереди.

Если летчик замечает, что в процессе очереди прицеливание нарушается (чаще всего из-за отдачи оружия сетка

последнего. Поворотом самолета летчик приводит изображенные цели примерно к центру отражателя.

Довороты на цель в режиме прицеливания должны производиться плавным координированным движением рулей. Попытка выполнить доворот только педалями приводит к раскачиванию искусственного изображения цели и усложнению прицеливания.

С момента сближения с целью до дальности 1500 м прицел РП-1 начинает вводить в прицел текущую дальность до цели (до этого вводилась постоянная — 1500 м), и летчик

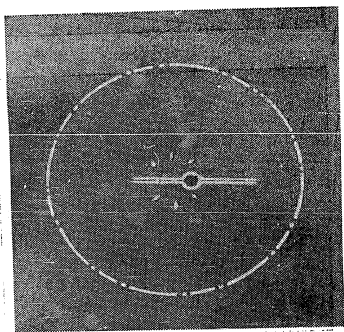


Рис. 77. Правильное выполнение прицеливания. Центр искусственного изображения цели не выходит за пределы контрольного круга ромбиков

может осуществлять более точное прицеливание, удерживая центр искусственного изображения внутри контрольного круга ромбиков, как показано на рис. 77.

Пример неправильного выполнения прицеливания, когда центр искусственного изображения цели выходит за пределы контрольного круга ромбиков, приведен на рис. 78.

При дальнейшем сближении с целью во время атаки летчик уменьшает скорость сближения с таким расчетом, чтобы на дальности 800—500 м уравнять скорость своего самолета со скоростью самолета-цели или уменьшить ее до минимально возможной.

Если во время атаки под ракурсом 0/4 летчик ощущает действие на самолет спутной струи от цели, он должен сразу перевести самолет в набор высоты, не теряя изображения цели из поля зрения на отражателе прицела. Выйдя из зоны действия струи, летчик прекращает набор и продолжает сближение, удерживая искусственное изображение цели примерно у нижнего края контрольного круга ромбиков и только с дальности 1000 м совмещает центр сетки с центром колебания изображения.

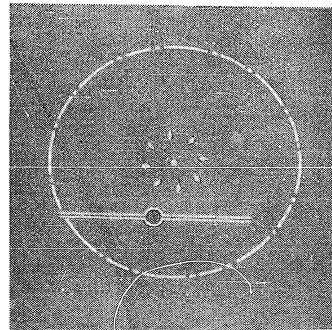


Рис. 78. Неправильное выполнение прицеливания. Центр искусственного изображения цели выходит за пределы контрольного круга ромбиков

В случае атаки цели под ракурсом, большим 0/4, летчик координированными движениями рулей пилотирует самолет по кривой прицеливания, удерживая изображение цели внутри контрольного круга ромбиков.

Для того, чтобы обеспечить возможность выхода самолета на кривую прицеливания без перерыва слежения за целью, необходимо, чтобы к моменту захвата цели самолет-перехватчик уже имел достаточный крен.

При атаке целей под ракурсом, большим 0/4, скорость сближения сохраняется постоянной (примерно 50—100 км/час) до момента выхода из атаки.

При атаке в условиях визуальной видимости цели, например над облаками, прицеливание производится по реальной

Кроме отклонений, вызванных перемещением цели, искусственное изображение ее совершает небольшие колебания, величина которых зависит от размера цели и дальности до нее. С увеличением размера цели увеличиваются колебания ее искусственного изображения на отражателе прицела.

Наличие указанных колебаний вносит некоторые особенности в технику прицеливания.

Летчику необходимо помнить, что во время прицеливания не следует гоняться центральной точкой подвижной сетки прицела за отдельными мгновенными положениями искусственного изображения цели, так как это может привести к еще большим колебаниям искусственного изображения и к раскачиванию сетки прицела АСП-Знм, что затруднит прицеливание. Поэтому, осуществляя прицеливание, летчик должен удерживать центр сетки прицела на центре колебаний искусственного изображения цели.

Для обеспечения прицеливания в процессе сближения с целью до дальности действительного огня используется контрольный круг ромбиков сетки прицела АСП-Знм, внутри которого летчик удерживает центральную часть искусственного изображения цели. Размер контрольного круга ромбиков устанавливается летчиком заранее.

Дальность до цели во время атаки летчик определяет по размаху изображения цели и наличию на нем вертикальных штрихов, фиксирующих следующие дальности: 1500, 1000, 500 и 200 м. Изображение цели на этих дальностях приведены на рис. 46 и 76.

В начале атаки летчик осуществляет прицеливание и слежение за целью, а также выход на кривую прицеливания в случае атаки под ракурсом, большим  $0/4$ , одновременно сближаясь с целью до дальности действительного огня.

Убедившись в устойчивом захвате цели прицельной антенной РП-1, примерно через 2—3 секунды после появления линии захвата летчик переносит взгляд с экрана индикатора на отражатель прицела АСП-Знм, на котором должно быть видно искусственное изображение цели («крылышек»).

На дальностях от 2000 до 1500 м искусственное изображение цели неустойчиво и может даже исчезать. Поэтому сразу же после захвата следует избегать резких разворотов самолета. В случае исчезновения изображения цели из поля зрения летчик переносит взгляд снова на экран индикатора и уточняет положение цели.

В большинстве случаев искусственное изображение цели появляется не в центре отражателя, а ближе к краю

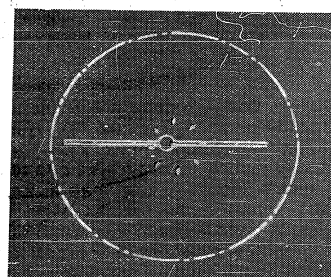
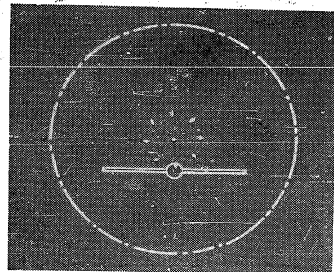
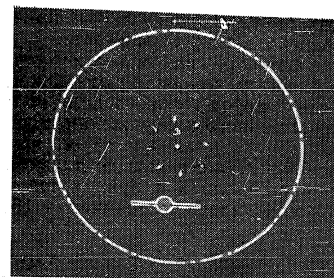


Рис. 76. Вид искусственного изображения цели на дальностях 1500, 1000 и 500 м

жения маневр начинается прямо с того азимута, на котором была обнаружена отметка цели. Этим сокращается продолжительность разворота от цели до азимута  $40-50^\circ$  и обеспечивается достаточное время для занятия необходимого интервала на дальности 3,5 км в процессе сближения с постоянным азимутом цели.

Если в процессе маневра одна из меток («верх» или «низ») пропадает, летчик соответствующим плавным движением ручки, а в случае разворота и движением педалей вновь добивается их симметричности.

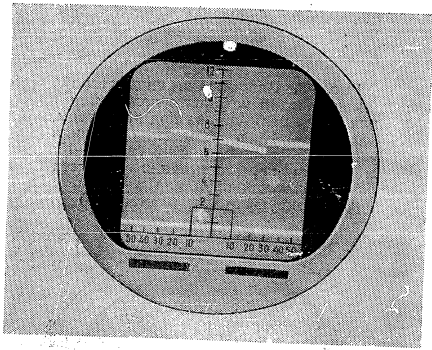


Рис. 74. Вид экрана индикатора в момент захвата цели. Конец сближения и начало атаки цели справа под ракурсом, большим  $0/4$

#### АТАКА ЦЕЛИ

Атака на самолете МИГ-17п начинается с момента захвата цели прицельной антенной радиолокационного прицела РП-1 с дальности 2000 м и заканчивается уничтожением цели.

Успех атаки обеспечивается своевременным и точным наведением перехватчика на цель, точным выполнением перехватчиком команд с КП во время поиска, отличным умением летчика оперировать прицелом РП-1, смелыми и решительными действиями его в процессе сближения и атаки.

Начав атаку цели, летчик сообщает на КП «Я...атакую».

Учитывая сложность выполнения повторных атак, связанных, как правило, с повторным наведением, перехватчик должен стремиться уничтожить цель с первой атаки. Для этого он должен по возможности увеличивать время ведения прицельного огня путем уравнивания скорости сближения с целью или уменьшения ее до минимума на дальности действительного огня 500—800 м.

Прицельный огонь по скоростным целям ведется, как правило, на уравненных скоростях. Сблизившись с такой целью

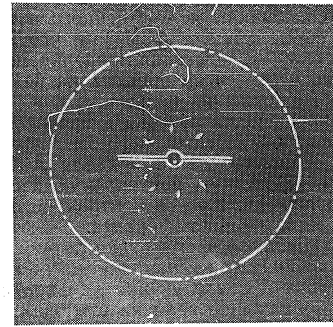


Рис. 75. Общий вид искусственного изображения цели и сетки прицела в поле зрения летчика через отражатель АСП-3зм

до дальности действительного огня, летчик должен не упускать ее и преследовать до полного уничтожения.

В процессе атаки прицел РП-1 работает в режиме прицеливания и летчик пилотирует самолет, сообразуясь с положением искусственного изображения цели относительно подвижной сетки прицела на отражателе АСП-3зм (рис. 75).

Положение и перемещение искусственного изображения цели в поле зрения летчика полностью соответствуют положению и перемещению истинной цели относительно продольной оси перехватчика. При этом необходимо иметь в виду, что искусственное изображение цели не показывает ни крена истинной цели, ни положения линии горизонта.

Пилотирование самолета при этом осуществляется в основном по электронному авиагоризонту с контролем по приборам. Распределение внимания летчика в процессе маневра аналогично показанному на рис. 61.

Последовательные изображения отметки цели на экране индикатора в процессе занятия исходного положения для атаки цели справа под ракурсом, большим  $0/4$ , приведены на рис. 69—74.

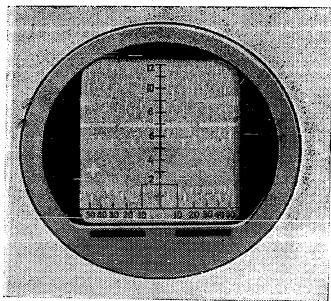


Рис. 71. Вид экрана индикатора при занятии исходного положения для атаки цели справа под ракурсом, большим  $0/4$ , в момент начала разворота на цель с дальности 3,5—3 км и азимута  $40-50^\circ$ . Пунктиром показан путь отметки цели в процессе сближения с постоянным азимутом  $40-50^\circ$  (с момента *III* до момента *IV*)

В целях упрощения работы летчика при выполнении маневра на экран индикатора рекомендуется наклеивать две нити темного цвета, вертикально расположенные на азимутах  $-45^\circ$  и  $+45^\circ$ , с хорошо заметными узелками на дальности 3—3,5 км. Эти нити служат ориентиром как для сближения с постоянным азимутом цели  $40-50^\circ$ , так и для определения момента начала разворота на цель с дальности 3—3,5 км.

В случае обнаружения цели на дальности менее 6 км перед началом маневра не следует приводить отметку ее к линии нулевого азимута. При такой малой дальности обнару-

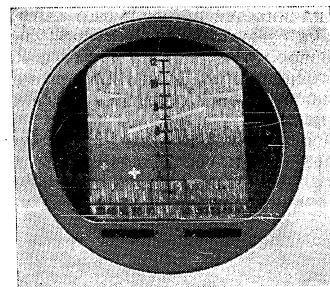


Рис. 72. Вид экрана индикатора при занятии исходного положения для атаки цели справа под ракурсом, большим  $0/4$ , в момент окончания разворота на цель до азимута  $20-15^\circ$  и начала переключивания самолета в обратный крен для выхода на кривую атаки (момент *V*)

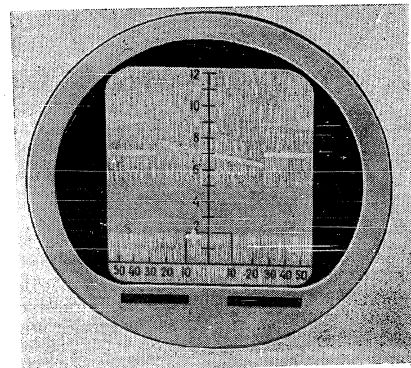


Рис. 73. Вид экрана индикатора при занятии исходного положения для атаки цели справа под ракурсом, большим  $0/4$ , в момент прихода отметки цели в прямоугольник захвата (момент *VI*)

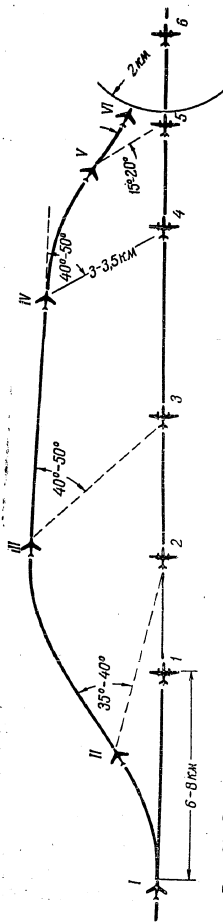


Рис. 68. Схема маневра перехватчика при сближении для атаки цели слева под ракурсом, большим 0/4: I — начало разворота от цели до азимута 35—40° с креном до 20°; II — начало разворота на цель с постоянным азимутом 40—50° до захвата цели при параллельном полете с азимутом 40—50° до дальности 3—3,5 км; III — начало разворота на цель до азимута 15—20° с креном до 20°; IV — конец разворота на цель и начало медленной перекадывания самолета в обратный крен; V — захват — начало атаки под ракурсом, большим 0/4; VI — начало перекадывания самолета в обратный крен; VI — захват — начало атаки под ракурсом, большим 0/4

Приведа отметку цели на линию нулевого азимута и добившись симметричного расположения меток «верх—низ», летчик с дальности 6—8 км (положение I) плавным отворотом влево (или вправо) доводит отметку цели до азимута 35—40°.

По достижении азимута цели 35—40° (положение II) летчик кончает отворот, перекадывает самолет в обратный крен и разворачивается в сторону цели, выходя примерно на параллельный курс и удерживая отметку цели на азимуте 40—50° (положение III).

Продолжая сближение в прямолинейном полете, летчик наблюдает за перемещением отметки цели вдоль шкалы дальности, удерживая ее все время на постоянном азимуте 40—50°.

По достижении дальности до цели 3—3,5 км (положение IV) летчик начинает разворот на цель, наблюдая за уменьшением азимута и дальности.

При подходе отметки цели к азимуту 15—20° (положение V) летчик плавно перекадывает самолет в обратный крен с таким расчетом, чтобы к моменту окончания перекадывания в обратный крен отметка цели пришла в прямоугольник захвата (положение VI).

В процессе всего маневра летчик удерживает метки «верх—низ» симметричными.

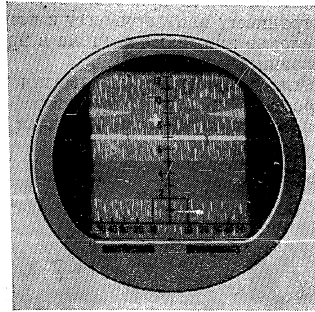


Рис. 69. Вид экрана индикатора перед началом маневра для занятия исходного положения перед атакой цели справа под ракурсом, большим 0/4

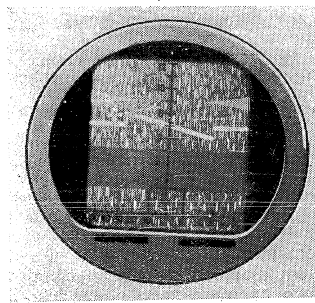


Рис. 70. Вид экрана индикатора при занятии исходного положения для атаки цели справа под ракурсом, большим 0/4, в момент окончания разворота от цели до азимута 35—40° и начала перекадывания самолета в обратный крен

продолжает набор высоты до пропадания метки «верх», после чего переводит самолет в горизонтальный полет. При этом вновь появляются симметричные метки.

Горизонтальный полет с симметричными метками до момента захвата выдерживается летчиком по вариометру и электронному авиагоризонту.

При наличии в момент обнаружения на отметке цели симметричных меток «верх — низ» летчик плавно переводит самолет в набор высоты с вертикальной скоростью до 5 м/сек и выдерживает этот режим до пропадания метки «верх», после чего переводит самолет в горизонтальный полет и продолжает сближение (при симметричных метках) до захвата.

Если в процессе сближения в режиме горизонтального полета при симметричных метках метка «верх» пропадает, самолет плавно переводится на снижение с вертикальной скоростью до 2 м/сек до появления симметричных меток, после чего снова переводится в горизонтальный полет.

При наличии на отметке цели в момент обнаружения одной метки «низ» летчик переводит самолет на снижение с вертикальной скоростью до 10 м/сек и снижается до появления симметричных меток «верх — низ», после чего плавно уменьшает вертикальную скорость снижения и выводит самолет в горизонтальный полет. Перевод самолета из снижения в горизонтальный полет выполняется фактически по методу пропадания метки «верх»: при пропадании ее вертикальная скорость снижения увеличивается, а при появлении симметричных меток — вновь уменьшается.

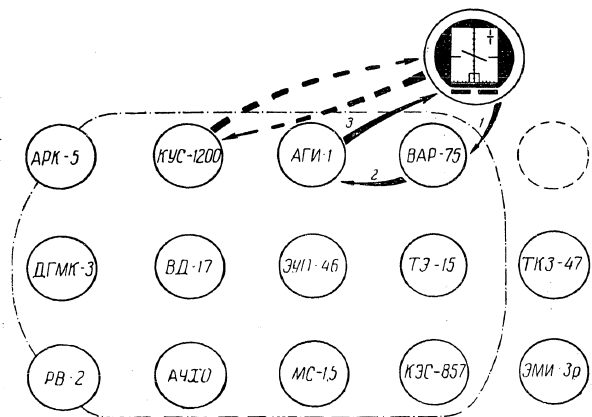
Если в дальнейшем в горизонтальном полете метка «низ» пропадает, самолет переводится в набор высоты с вертикальной скоростью 5 м/сек до захвата цели (или до пропадания метки «верх»), после чего вновь выводится в горизонтальный полет.

Пилотирование самолета в процессе сближения по этому методу осуществляется в основном по электронному авиагоризонту и вариометру. Периодически летчик контролирует положение самолета по пилотажно-навигационным приборам. На рис. 67 приведена схема распределения внимания летчика при наборе высоты в процессе сближения. Аналогичным образом распределяется внимание и на снижении.

**Сближение и занятие исходного положения для атаки цели под ракурсом, бóльшим 0/4.** Занятие исходного положения для атаки цели под ракурсом, бóльшим 0/4, осуществляется перехватчиком самостоятельно путем выполнения

специального маневра в процессе сближения с целью на параллельных курсах.

Цель маневра заключается в том, чтобы выйти на дальность захвата 2000 м, с которой летчик начинает прицеливание и полет по кривой прицеливания, под таким курсовым углом к цели, который обеспечивал бы к моменту открытия огня наибольший возможный при данных условиях полета ракурс цели.



Примечание. Штрих-пунктиром обозначено поле зрения через смотровое окно тубуса

Рис. 67. Схема распределения внимания летчика при наборе высоты в процессе сближения с целью

Величина наибольшего возможного ракурса на дальности открытия огня 800 м зависит в основном от скорости цели, скорости сближения и величины крена перехватчика, который может допускать летчик, пилотируя самолет по кривой прицеливания.

Схема маневра перехватчика при занятии исходного положения для атаки цели с левой стороны показана на рис. 68.

Маневр рассчитан на скорость сближения 100 км/час и может выполняться как влево для атаки цели слева, так и вправо для атаки цели справа. Порядок выполнения маневра следующий.

На рисунке видно, что если цель удерживается около границы пропадания метки «верх», то к моменту захвата она будет ниже или, по крайней мере, на одной высоте с перехватчиком. Движения ручки управления самолетом при этом не должны быть резкими и большими.

Этот метод сближения обеспечивает превышение перехватчика к моменту захвата независимо от того, с какой ошибкой по высоте он был выведен на цель при наведении и какова скорость сближения.

На рис. 66 показан профиль полета перехватчика при сближении с целью по методу пропадания метки «верх» из различных положений его относительно цели в момент обнаружения: на одной высоте (положение II), выше цели (положение III) и ниже цели (положение IV).

Пунктирными линиями показаны истинные траектории перехватчика в процессе сближения. В кружках приведены изображения отметки цели и меток «верх» и «низ» в соответствующих положениях перехватчика на траектории.

Сплошными линиями показаны средние траектории перехватчика, которые являются фактически кривыми погони, выполненными в вертикальной плоскости с постоянным углом упреждения по высоте от  $+2^\circ$  до  $+3^\circ$ .

Практика полетов на самолетах МИГ-17п показывает, что при пилотировании перехватчика в процессе сближения по методу пропадания метки «верх» к моменту захвата достигается превышение 60—80 м, чем исключается попадание перехватчика в спутную струю в процессе дальнейшего сближения при атаке.

Сближение по методу пропадания метки «верх» с использованием вариометра также обеспечивает выход перехватчика на дальность захвата с превышением относительно цели. По технике пилотирования он несколько проще предыдущего метода, так как не требует многократного маневрирования по высоте. Сближение по методу пропадания метки «верх» с использованием вариометра выполняется следующим образом.

После обнаружения отметка цели приводится к линии нулевого азимута и устанавливается скорость сближения с целью около 100 км/час.

При наличии на отметке цели одной метки «верх» самолет переводится в набор высоты с вертикальной скоростью 10 м/сек до появления симметричных меток «верх — низ». С момента появления симметричных меток летчик уменьшает вертикальную скорость набора до 5 м/сек и с этой скоростью

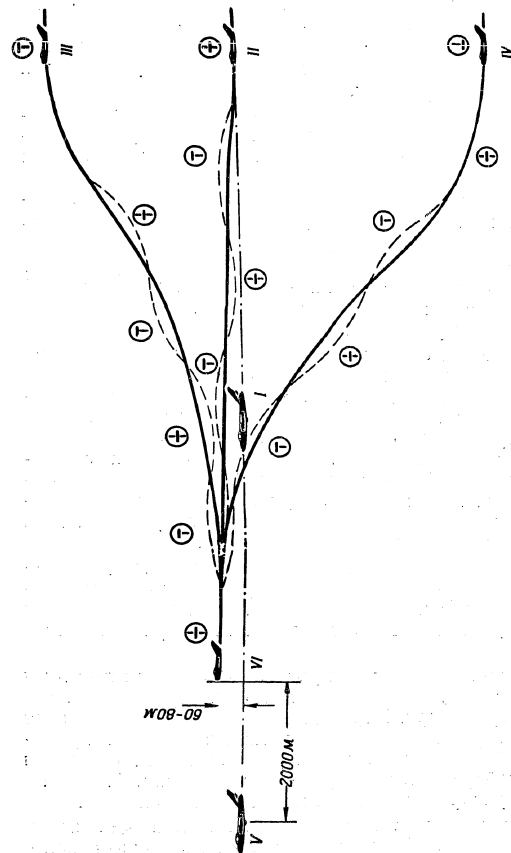


Рис. 66. Профиль полета перехватчика при сближении с целью по методу пропадания метки «верх».

I — исходное положение цели в момент обнаружения ее перехватчиком; II, III и IV — исходные положения перехватчика в момент обнаружения цели (на одной высоте, с превышением и с приближением относительно цели); V — положение цели в момент захвата; VI — положение перехватчика в момент захвата цели



ная разница высот цели и перехватчика на дальности захвата 2000 м может достигать 105 м.

Вследствие того, что спутная струя цели, образуемая возмущенным потоком воздуха и газами от двигателя, располагается, как правило, ниже цели — в вертикальной плоскости ее полета, выход перехватчика на дальность захвата с принижением относительно цели может привести к попаданию его в спутную струю цели в процессе дальнейшего сближения при атаке.

Действие спутной струи цели на перехватчик весьма разнообразно. Оно зависит от типа цели, дальности и принижения перехватчика относительно цели.

Так, например, действие спутной струи самолета Ил-28 на МИГ-17п на высоте порядка 6000 м проявляется следующим образом:

- на дальности 1500 м и принижении 40—50 м появляется «болтанка», самолет раскачивается из стороны в сторону; полет в струе возможен, прицеливание затруднено;
- на дальности 1000 м и принижении 30—35 м самолет начинает резко крениться до 35—40°, возможна переборка из левого крена в правый и обратно; полет в струе невозможен;
- на дальности 500 м и принижении 15—25 м самолет резко бросает из стороны в сторону; самолет в струе становится плохо управляемым; полет невозможен.

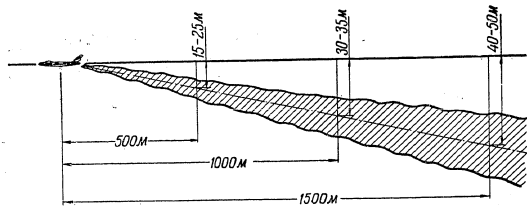


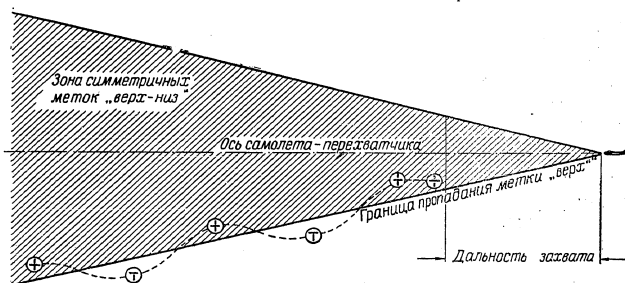
Рис. 64. Схема распространения спутной струи от самолета Ил-28

Примерная схема распространения спутной струи от самолета Ил-28 приведена на рис. 64.

Попадание перехватчика в спутную струю цели полностью исключается, если в процессе сближения будет обеспечен выход перехватчика на дальность захвата заведомо с небольшим превышением относительно цели.

Сближение по методу пропадающей метки «верх» является наиболее надежным методом сближения с целью под ракурсом  $0/4$ , обеспечивающим превышение перехватчика относительно цели к моменту захвата и, следовательно, исключая возможность попадания перехватчика в спутную струю.

Обнаружив отметку цели на экране индикатора и приведя ее к линии нулевого азимута, летчик продолжает сближение, пилотируя самолет таким образом, чтобы в процессе сближения цель удерживалась на нижней границе зоны симметричных меток «верх — низ», т. е. на границе пропадающей метки «верх» (см. рис. 63). Для этого летчик осуществляет в вертикальной плоскости следующий маневр.



Примечание. Кружками условно обозначена цель

Рис. 65. Траектория перемещения цели относительно перехватчика, пилотируемого по методу пропадающей метки «верх»

Добившись симметричности меток «верх — низ», летчик плавно переводит самолет в набор высоты до тех пор, пока метка «верх» не исчезнет, после чего немного отдаст ручку от себя до появления вновь метки «верх». Затем опять берет ручку на себя до пропадающей метки «верх» и т. д.

Такой маневр летчик выполняет в процессе сближения несколько раз в зависимости от дальности до цели и прекращает по приходе отметки цели на дальность 3—2,5 км.

На рис. 65 показана траектория перемещения цели относительно перехватчика, пилотируемого по методу пропадающей метки «верх». Сам перехватчик на схеме условно показан неподвижным. Последующие положения цели обозначены на схеме кружками, внутри которых приведены изображения отметки цели с соответствующими метками «верх» и «низ».

мание на наличие меток «верх — низ», которые в зависимости от дальности обнаружения появляются одновременно с отметкой цели или позже нее. Изображение отметок целей с различными вариантами меток «верх — низ» приведено на рис. 62.

В случае появления одной метки «верх» летчик плавно переводит самолет в набор высоты и производит набор до появления метки «низ» и при таком (симметричном) положении обеих меток продолжает сближение.

В случае появления одной метки «низ» летчик переводит самолет на снижение и снижается до появления симметричных меток.

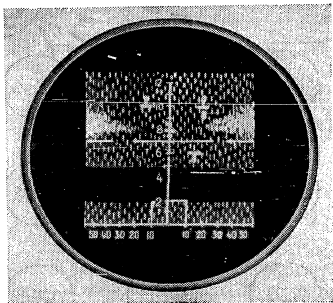


Рис. 62. Изображение отметок целей на экране индикатора с метками «верх», «верх — низ» и «низ»

Сближаясь с целью, летчик пилотирует самолет в основном по электронному авиагоризонту таким образом, чтобы отметка цели перемещалась на экране индикатора вниз вдоль шкалы дальности, отклоняясь от нее вправо или влево на азимут не более  $10^\circ$ , а метки «верх — низ» оставались симметричными.

Такое положение летчик должен выдерживать до тех пор, пока он не сблизится с целью до дальности захвата, т. е. пока отметка цели не будет приведена внутрь прямоугольника захвата (дальность 2 км, азимут  $\pm 10^\circ$ ).

Если в процессе сближения по симметричным меткам «верх — низ» одна из меток пропадает, летчик плавным отклонением ручки управления самолетом в соответствующую сторону вновь добивается их симметричности.

При заходе отметки цели внутрь прямоугольника захвата в нижней части экрана индикатора появляется горизонтальная линия, проходящая поперек экрана и сигнализирующая о том, что прицельная антенна захватила цель и прицел РП-1 из режима обзора автоматически переключился в режим прицеливания.

Вид экрана индикатора в момент захвата цели показан на рис. 49.

Несмотря на простоту выполнения сближения по симметричным меткам «верх — низ», этот метод обладает существенным недостатком, так как не гарантирует перехватчика от попадания в спутную струю цели, что может привести к срыву атаки.

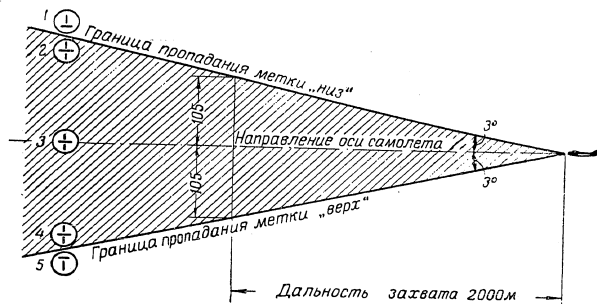


Рис. 63. Зона симметричных меток «верх — низ» самолета МИГ-17п

Зона симметричных меток «верх — низ» образуется в результате взаимного перекрытия пространства, облучаемых верхним и нижним рефлекторами обзорной антенны прицела РП-1. Границы ее в вертикальной плоскости составляют с продольной осью самолета-перехватчика примерно  $\pm 3^\circ$  (рис. 63). Если цель находится в любой точке внутри этой зоны (положения 2, 3 и 4), она облучается обоими рефлекторами и на экране индикатора выдаются обе метки «верх» и «низ».

Цель, находящаяся выше или ниже этой зоны (положения 1 и 5), облучается только одним из рефлекторов и на экране выдается одна метка «верх» или «низ».

Таким образом, в процессе сближения по методу симметричных меток «верх — низ» цель может находиться к моменту захвата как выше, так и ниже перехватчика. Максималь-

вниз вдоль шкалы дальности, при отставании же перехватчика от цели отметка ее перемещается вверх.

В процессе сближения летчик имеет возможность контролировать скорость своего сближения с целью по времени прохождения отметкой цели двухкилометрового или однокилометрового отрезка по шкале дальности экрана индикатора прицела РП-1.

Время прохождения отметкой цели контрольного участка шкалы дальности в зависимости от скорости сближения приведено в табл. 4.

Таблица 4

Скорость сближения, км/час	Время прохождения отметкой цели в мин. и сек. контрольного участка длиной	
	2 км	1 км
300	0.24	0.12
250	0.29	0.14
200	0.36	0.18
150	0.48	0.24
100	1.12	0.36
50	2.24	1.12
25	4.48	2.24

Скорость сближения до дальности 6—7 км с нескоростными целями и до дальности 4—5 км со скоростными целями должна обеспечивать максимально быстрый выход перехватчика до положения захвата, однако нужно учитывать при этом, что от момента захвата скорость сближения не должна превышать 50 км/час.

В дальнейшем, по характеру перемещения отметки цели по дальности и по информации с КП об изменении дальности оценивать скорость сближения и в соответствии с этим увеличивать или уменьшать ее.

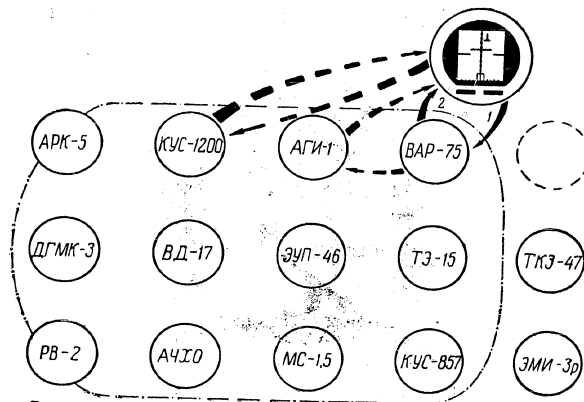
При сближении с целью с задней полусферы отметка ее плавно перемещается вдоль шкалы дальности без разрывов и скачков.

Если же отметка цели движется скачками, размывается и проходит двухкилометровый участок за 5—7 секунд, это означает, что сближение с целью происходит на встречных курсах. В этом случае летчик должен немедленно произвести отворот от цели до азимута не менее 30° и, продолжая наблюдать за перемещением ее отметки по экрану индикатора, разойтись с целью на встречном курсе, доложить об этом на КП и запросить повторное наведение.

Сближение с целью для атаки ее с задней полусферы под ракурсом 0/4 является основным способом сближения при перехвате скоростных целей в сложных метеорологических условиях.

Оно может выполняться тремя методами:

- по симметричным меткам «верх — низ»;
- по пропаданию метки «верх»;
- по пропаданию метки «верх» с использованием вариометра.



Примечание. Штрих-пунктиром обозначено поле зрения через смотровое окно тубуса

Рис. 61. Схема распределения внимания летчика при довороте на цель в процессе сближения (кабина 6-й серии МИГ-17п)

Сближение по методу симметричных меток «верх — низ» выполняется следующим образом.

Обнаружив цель по экрану обзорного индикатора, летчик плавным доворотом своего самолета приводит отметку цели к линии нулевого азимута. Доворот на цель выполняется по электронному авиагоризонту и контролируется по авиагоризонту и вариометру. Распределение внимания летчика при этом показано на рис. 61.

При подходе отметки цели на азимут 10—15° летчик прекращает доворот, устраняет крен самолета и обращает вни-

Момент обнаружения цели определяется появлением на экране обзорного индикатора отметки цели в виде горизонтального штриха (рис. 60).

Предельная дальность обнаружения цели на экране индикатора зависит от размеров цели, времени суток и высоты полета. Цели большого размера обнаруживаются на большей дальности, чем цели малого размера, так как мощность отраженного сигнала от цели прямо пропорциональна ее размерам. Ночью дальность обнаружения целей больше, чем днем, вследствие того, что отметка цели на экране индикатора ночью просматривается лучше. Чем больше высота по-

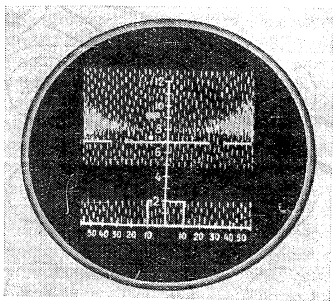


Рис. 60. Отметка цели на экране индикатора в момент обнаружения ее на дальности 9 км и азимуте  $-10^\circ$

лета, тем меньше влияние помех от земли, чище экран обзорного индикатора и отметка цели просматривается на нем лучше.

Необходимо учитывать, что на дальностях 9—12 км сигнал от цели слабый, отметка цели неустойчива, она может пропадать на время от 0,5 до 3 секунд и слабо заметна на фоне шумов.

По мере сближения перехватчика с целью отметка ее становится устойчивой и яркость свечения отметки увеличивается. Метки «верх — низ», указывающие положение цели относительно перехватчика по высоте, появляются несколько позже отметки цели.

Обнаружение целей по экрану индикатора радиолокационного прицела РП-1 на средних высотах надежно обеспечивается на дальностях:

- тяжелые бомбардировщики: днем 8,5 км, ночью 10 км;
- средние бомбардировщики: днем 6,5 км, ночью 8 км;
- истребители: днем до 3 км, ночью до 5 км.

На больших высотах дальность обнаружения увеличивается на 1—2 км. Обнаружив цель по ее отметке на экране индикатора, летчик докладывает об этом на КП, а также сообщает дальность и азимут цели.

Форма доклада примерно следующая: «Я... вижу цель слева, выше, на дальности... км».

В случае перехвата групповой цели летчик сообщает, кроме того, обнаруженный им по индикатору численный состав группы.

#### СБЛИЖЕНИЕ С ЦЕЛЬЮ И ЗАНЯТИЕ ИСХОДНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ДЛЯ АТАКИ

Сближение начинается с момента обнаружения летчиком цели на экране индикатора и заканчивается при осуществлении устойчивого захвата ее прицельной антенной радиолокационного прицела РП-1.

После обнаружения цели летчик должен сблизиться с целью до дальности 2 км, обеспечив надежный захват и наиболее выгодное положение своего самолета относительно цели перед началом атаки.

Сближение с целью летчик осуществляет самостоятельно, пилотируя самолет в основном по электронному авиагоризонту, соотносясь с положением и перемещением отметки цели и метками «верх — низ» на экране индикатора. Перемещение отметки цели вправо (или влево) от линии нулевого азимута, проходящей вертикально посередине экрана индикатора, означает перемещение цели относительно продольной оси перехватчика вправо (влево) и парируется соответствующим горизонтальным маневром перехватчика. Наличие вертикальной метки «верх» («низ») означает, что цель находится выше (ниже) направления полета перехватчика. При наличии одновременно обеих меток или, как принято называть, симметричных меток «верх — низ», плоскость полета перехватчика направлена примерно на цель. Цель находится при этом в зоне перекрытия нижнего и верхнего рефлекторов обзорной антенны.

При сближении перехватчика с целью отметка ее вместе с метками «верх — низ» перемещается по экрану индикатора.

### ОБНАРУЖЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ

Для обнаружения цели перехватчик наводится на цель при помощи наземных радиолокационных станций и выводится в заднюю полусферу цели с курсом, близким к курсу цели, на дальность 8—10 км в зависимости от типа самолета-цели и скорости ее полета.

Пилотирование самолета в процессе наведения производится только по пилотажно-навигационным приборам. При этом летчик периодически переносит взгляд на экран обзорного индикатора прицела РП-1 для контроля его работы и просмотра впереди лежащего пространства.

Распределение внимания летчика в процессе наведения аналогично распределению внимания при полете в облаках на соответствующих режимах без наведения, за исключением того, что после обзора пилотажно-навигационных приборов, необходимых для выполнения заданного режима полета, летчик проверяет соответствие показаний авиагоризонта АГИ-1 показаниям электронного авиагоризонта.

При выводе перехватчика в заднюю полусферу цели на дальность обнаружения летчику подается команда с КП: «Внимание! Впереди 8—10», предупреждающая его о том, что цель находится впереди по курсу перехватчика на удалении 8—10 км и что летчику необходимо переходить на обнаружение цели.

При перехвате скоростных целей, летящих со скоростью 800—900 км/час, дальность вывода перехватчика на цель после разворота его на курс цели должна быть меньше и достигать 4—5 км, чем значительно сокращается продолжительность последующего сближения, а следовательно, и продолжительность перехвата в целом. В этом случае летчик может обнаружить цель по экрану обзорного индикатора еще в процессе последнего разворота на курс цели, но разворота прекращать не должен.

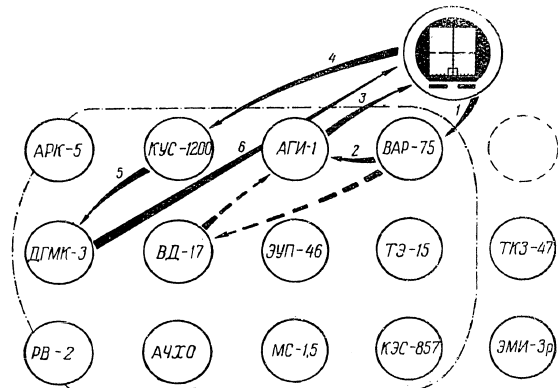
Получив команду с КП «Внимание! Впереди 8—10», летчик уточняет заданный режим полета (курс рекомендуется запомнить) и переключает внимание на экран обзорного индикатора прицела, по которому осуществляется обнаружение цели.

На КП продолжают следить за целью и перехватчиком, ведут прокладку линий пути обонх самолетов и продолжают информировать перехватчика об оставшемся расстоянии до цели.

В процессе обнаружения цели летчик должен точно поддерживать режим полета, заданный с КП, не предпринимая

самостоятельно маневрирования по высоте или курсу, отвлекающего его от наблюдения за экраном индикатора и усложняющего работу КП.

Пилотирование самолета летчик производит по электронному авиагоризонту с периодическим контролем режима полета по пилотажно-навигационным приборам. В этот период летчик должен внимательно наблюдать за экраном обзорного индикатора, чтобы своевременно обнаружить появление на нем отметки цели.



Примечание. Штрих-пунктиром обозначено поле зрения через смотровое окно тубуса

Рис. 59. Схема распределения внимания летчика в процессе поиска цели при помощи радиолокационного прицела РП-1

Распределение внимания летчика при наблюдении за экраном индикатора и приборами в процессе обнаружения цели как для дневного, так и для ночного полета приведено на рис. 59. Порядок наблюдения за приборами показан стрелками с цифрами.

Все команды с КП об изменении курса, скорости или высоты полета, получаемые в процессе обнаружения, летчик выполняет, не прекращая наблюдения за экраном индикатора.

мательно следить за перемещением отметок обеих целей, он докладывает об этом на КП и далее действует по его указаниям.

3. Если при сближении отметка цели очень быстро перемещается вниз («скачками»), что указывает на встречные курсы полета, летчик самолета-перехватчика немедленно производит отворот своего самолета в сторону на азимут 30—40° и соответственно меткам «верх — низ» изменяет высоту полета.

4. При выполнении учебного полета ночью в простых метеорологических условиях или за облаками экипаж самолета-цели в процессе сближения и атаки непрерывно следит за атакующим истребителем.

5. При отработке техники пилотирования по электронному авиагоризонту периодически осматривать визуально воздушное пространство зоны пилотирования и строго сохранять местонахождение в зоне.

При выполнении полета по электронному авиагоризонту и возникновении сомнения в пространственном положении самолета немедленно переходить на пилотирование по пилотажно-навигационным приборам (или визуально, если полет происходил в простых метеорологических условиях).

6. Для предотвращения возможности потери ориентировки летчик самолета-перехватчика обязан в течение всего полета знать ориентировочное местоположение самолета, для чего необходимо запоминать курс и время полета на каждом отрезке маршрута и вести наблюдение за АРК-5.

7. В случае отказа в работе АРК-5 и связной радиостанции для восстановления ориентировки и возвращения на свой аэродром самолета-перехватчику может оказать помощь экипаж самолета-цели.

8. При отказе в работе авиагоризонта использовать для пробивания облаков электронный авиагоризонт.

### ГЛАВА III

#### ВЕДЕНИЕ ВОЗДУШНОГО БОЯ

Самолет-перехватчик МИГ-17п предназначен для перехвата и уничтожения воздушных целей в сложных метеорологических условиях как днем, так и ночью.

Основными целями для самолетов-перехватчиков являются бомбардировщики противника, транспортно-десантные самолеты, дальние разведчики, самолеты-авиамамки, транспортирующие самолеты-снаряды и т. п.

Поскольку самолеты-перехватчики действуют, как правило, в условиях, исключающих возможность полета группы самолетов строем, основным способом боевого применения самолета МИГ-17п являются одиночные действия с индивидуальным наведением. Это требует от летчика-перехватчика отличного знания радиолокационного прицела РП-1, умения наиболее полно использовать его тактические возможности, отличной техники пилотирования и проявления в боевом полете широкой инициативы и настойчивости в ведении атаки до полного уничтожения противника.

Основой успеха боевых действий самолетов-перехватчиков является точное и своевременное наведение их на воздушные цели, осуществляемое при помощи наземных радиотехнических средств с командного пункта командира, руководящего перехватом.

Основной отличительной особенностью работы летчика-перехватчика в полете на перехват воздушных целей является оперирование прицелом РП-1.

Под оперированием понимается комплекс действий летчика по применению и управлению прицелом РП-1 в процессе ведения воздушного боя, который включает:

- обнаружение воздушной цели;
- сближение с целью и занятие исходного положения для атаки;
- атаку цели;
- выход из атаки и выполнение повторной атаки.

1500—1000 м уравнивать скорость самолета-перехватчика со скоростью самолета-цели и в течение 30—60 секунд вести наблюдение за поведением искусственного изображения цели на отражателе блока передачи данных. Убедившись в наличии такого отказа, летчик должен произвести плавное отставание от цели до момента выхода ее из зоны прицеливания.

Если полет происходит в простых метеорологических условиях, то летчик должен перейти на визуальное наблюдение за целью, а при полетах в сложных метеорологических условиях и ночью — действовать по команде с КП.

Отказ может быть вызван неисправностью в работе канала сопровождения цели по угловым координатам.

Необходимо иметь в виду, что аналогичное поведение искусственного изображения цели может также наблюдаться при наличии двух или нескольких целей в зоне прицеливания.

**Периодическое исчезновение с экрана обзорного индикатора целей и шумов.** В наличии данного отказа летчик может убедиться по стрелочному индикатору, расположенному на пульте управления и контроля. Стрелка индикатора при этом колеблется с большой амплитудой, периодически останавливаясь в нулевом положении. При таких обстоятельствах исключается возможность выполнения атаки в сложных метеорологических условиях и ночью, так как в процессе прицеливания также будет происходить периодическое исчезновение искусственного изображения цели.

Отказ может быть вызван неустойчивой работой АРЧ и устраняется на земле.

**Исчезновение с экрана обзорного индикатора линии кренов или линий ориентиров электронного авиагоризонта.** Убедившись в наличии данного отказа, летчик может продолжать выполнение задания, контролируя положение самолета-перехватчика по авиагоризонту и варнометру.

Отказ может быть вызван неисправностью в работе канала электронного авиагоризонта и устраняется на земле.

**Периодические сбросы цели при работе РП-1 в режиме прицеливания.** Для того, чтобы убедиться в наличии данного отказа, летчик должен на дальности до цели 1000—1500 м уравнивать скорость своего самолета со скоростью самолета-цели и внимательно следить за поведением искусственного изображения цели на отражателе блока передачи данных.

При периодическом сбросе цели летчик должен в полете днем в простых метеорологических условиях перейти на визуальное наблюдение за целью, а в сложных метеорологических условиях и ночью — действовать по команде с КП.

Отказ может быть вызван увеличением времени восстановления разрядника РР-1 в блоке АР18-2 и устраняется на земле.

**Ненормальное поведение искусственного изображения цели на отражателе блока передачи данных при нажатии кнопки «контроль».** В практике эксплуатации радиолокационного прицела РП-1 возможны следующие случаи ненормального поведения искусственного изображения цели при нажатии кнопки «контроль»:

— искусственное изображение цели на отражателе блока передачи данных перемещается только вертикально вверх или только горизонтально вправо;

— искусственное изображение цели при своем перемещении в правый верхний угол не увеличивает своей яркости;

— искусственное изображение цели при своем перемещении в правый верхний угол не увеличивает своих размеров.

При обнаружении ненормального поведения искусственного изображения цели летчик докладывает об этом на КП и действует по указаниям последнего.

**Пониженное давление в волноводном тракте и в приемно-передающем блоке.** Определение величины указанного давления летчик производит по индикатору, расположенному на пульте управления и контроля, и по загоранию лампочки подсвета трафарета «выключи станцию», расположенного в нижней части передней панели экрана обзорного индикатора.

Отказ вызывается разгерметизацией волноводного тракта и приемно-передающего блока.

При обнаружении этого отказа летчик действует по указанию с КП.

**Меры по обеспечению безопасности при проведении учебно-тренировочных полетов на самолетах-перехватчиках МИГ-17п в сложных метеорологических условиях и ночью**

В целях безопасности полета в процессе выполнения учебно-тренировочных полетов в сложных метеорологических условиях и ночью необходимо соблюдать следующие меры безопасности.

1. Летчик во время наведения точно выполняет команды с КП и выдерживает заданный курс, высоту и скорость полета. Особенно точно необходимо выдерживать заданные крен и скорость полета при выполнении разворота на цель с расчетной точки.

2. Если летчик обнаруживает на экране обзорного индикатора прицела РП-1 две отметки цели, то, продолжая вни-

пушек производится от одной передней кнопки нажатием на скобу.

Продолжительность непрерывного огня из пушек до полного израсходования боеприпасов составляет при боезапасе по 100 патронов на пушку около 6—7 секунд.

Запас патронов обеспечивает выполнение 4—5 очередей при условии ведения стрельбы очередями продолжительностью не более 1,5 секунды.

Контроль за работой оружия осуществляется при помощи лампочек готовности оружия к стрельбе, счетчиков остатка патронов и на слух.

Если одна из лампочек после отпущения кнопки стрельбы не горит, то это значит, что в пушке произошла задержка или полностью израсходованы патроны.

Убедившись по счетчику, что патроны есть, необходимо нажатием соответствующей кнопки перезарядить отказавшую пушку.

Загорание лампочки должно сигнализировать о том, что задержка устранена.

Если после двух попыток перезарядить оружие задержка не была устранена, то необходимо продолжать атаку противника с ведением огня из исправных пушек.

При полетах со стрельбой из оружия летчик должен соблюдать необходимые меры безопасности, а именно:

- устанавливать самолет во время работ, связанных с заряданием и разряданием пушек, так, чтобы стволы пушек были направлены в безопасную сторону;

- окончательную дозарядку пушек производить в воздухе в безопасном направлении;

- выключать автоматы защиты цепей пушек перед посадкой;

- не откидывать вперед скобу — предохранитель кнопки стрельбы — на рулении, взлете и посадке.

#### ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛете И МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ

**Характерные признаки отказов в работе радиолокационного прицела РП-1 в полете и рекомендуемые действия летчика**

**Отсутствие на экране обзорного индикатора одной из вертикальных меток («верх» или «низ»).** В наличии данного отказа летчик должен убедиться путем плавного отжатия ручки управления самолетом от себя, при отсутствии вертикальной метки «верх», или плавного выбора ручки управления на

себя, при отсутствии метки «низ». Рекомендуемый маневр летчик должен повторить несколько раз.

Убедившись в отсутствии одной из вертикальных меток, летчик может продолжать выполнение задания, определяя положение цели в вертикальной плоскости относительно плоскости полета самолета-перехватчика путем плавного маневра самолета в вертикальной плоскости по периодическому пропаданию имеющейся вертикальной метки («верх» или «низ»).

Отказ может быть вызван неисправностью в схеме меток «верх — низ» и устраняется на земле.

**Отсутствие на экране обзорного индикатора обеих вертикальных меток («верх» и «низ»).** В наличии данного отказа летчик убеждается таким же способом, как и при отсутствии одной из вертикальных меток.

Выполнение атаки цели при таком отказе возможно только при обеспечении точного наведения самолета-перехватчика на цель по высоте с КП.

Отказ может быть вызван неисправностью в работе схемы меток «верх — низ» и устраняется на земле.

**Отсутствие слежения за целью по дальности.** При таком отказе размеры искусственного изображения цели на отражателе блока передачи данных не изменяются с изменением дальности до цели. В наличии данного отказа летчик может убедиться путем плавного отставания от цели до момента выхода ее из зоны прицеливания, ведя при этом внимательное наблюдение за размерами искусственного изображения цели. Убедившись в отсутствии сопровождения цели по дальности, летчик должен перейти на визуальное наблюдение за целью днем в простых метеорологических условиях, а в сложных метеорологических условиях и ночью — действовать по команде с КП.

Отказ может быть вызван неисправностью в работе канала дальномерного устройства. Необходимо иметь в виду, что аналогичное поведение искусственного изображения цели наблюдается также и при равенстве скоростей самолета-цели и самолета-перехватчика (скорость сближения равна нулю).

**Отсутствие слежения за целью по угловым координатам.** При этом отказе, после захвата цели прицельной антенной, искусственное изображение цели неподвижно устанавливается в одном из крайних положений на отражателе блока передачи данных или периодически, скачками перемещается из одного крайнего положения в другое. Для того, чтобы убедиться в данном отказе, летчик должен на дальности



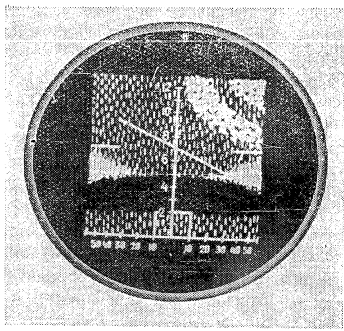


Рис. 55. Сигналы земли и линии электронного авиагоризонта при правом крене

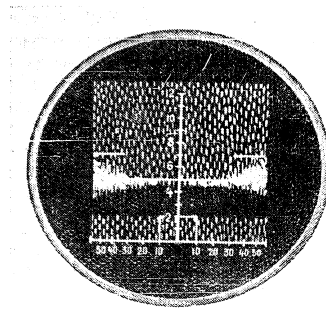


Рис. 57. Сигналы земли и линии электронного авиагоризонта при снижении

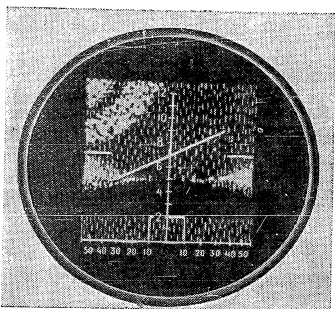


Рис. 56. Сигналы земли и линии электронного авиагоризонта при левом крене

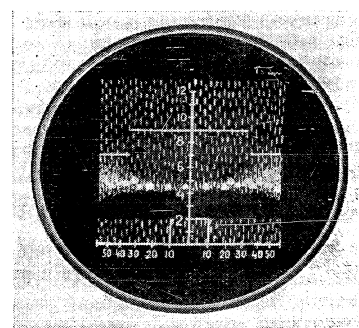


Рис. 58. Сигналы земли и линии электронного авиагоризонта при наборе высоты

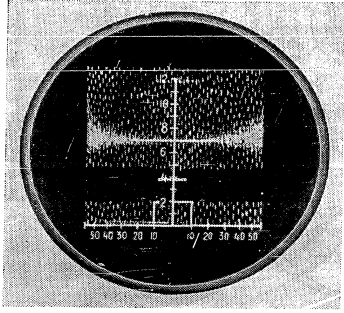


Рис. 53. Вид альтиметровых сигналов земли на экране индикатора при полете на высоте 7000 м

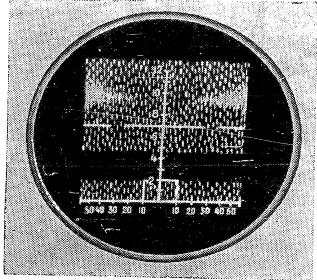


Рис. 54. Вид альтиметровых сигналов земли на экране индикатора при полете на высоте 9500 м

в соответствующих углах экрана появляются сигналы от земли (рис. 55—58).

После проверки прицела РП-1 необходимо переключить прицел АСП-3им в положение «гирос» и при необходимости отрегулировать яркость подсвета сетки так, чтобы она соответствовала яркости искусственного изображения цели (автомат защиты электроцепи прицела на правом электрощитке должен быть включен на земле).

Регулировка производится рукояткой реостата подсвета, расположенной на прицельной головке.

Для облегчения прицеливания летчик должен установить раствор ромбиков подвижной сетки прицела АСП-3им, равный 25 тысячным (контрольный круг из ромбиков), и удерживать центр колеблющегося искусственного изображения цели внутри этого круга, не гоняясь за каждым отдельным отклонением искусственного изображения цели.

Для разведения ромбиков на 25 тысячных необходимо установить базу на прицеле 20 м и ввести в прицел максимальную дальность 800 м.

Исправность прицела АСП-3им летчик может проверить небольшими разворотами самолета, при которых подвижная сетка в поле зрения летчика должна перемещаться в сторону, обратную развороту.

Постоянный контроль работы станции в полете осуществляется по наличию шумов на обзорном индикаторе и по показанию тока I кристалла. Прицел РП-1 выключается перед посадкой.

После выключения прицела РП-1 необходимо подвижную часть тубуса индикатора отодвинуть от себя до упора, поставить переключатель прицела АСП-3им на «непод.» и выключить автомат защиты электроцепи прицела на правом электрощитке.

#### Указания летчику по пользованию оружием

Для подготовки оружия летчик должен:

— включить автоматы защиты: «оружие — ФКП»; «задн. лев. НР-23», «передн. лев. НР-23», «прав. НР-23» и «ФКП»;

— произвести поочередно перезарядку пушек.

Перед началом прицеливания необходимо скобу — предохранитель кнопки стрельбы — откинуть вперед и удерживать ее указательным пальцем правой руки. Стрельба из всех

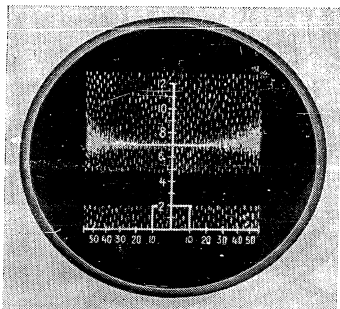


Рис. 53. Вид альтиметровых сигналов земли на экране индикатора при полете на высоте 7000 м

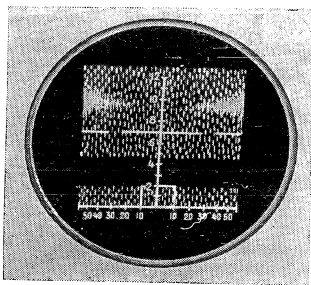


Рис. 54. Вид альтиметровых сигналов земли на экране индикатора при полете на высоте 9500 м

в соответствующих углах экрана появляются сигналы от земли (рис. 55—58).

После проверки прицела РП-1 необходимо переключить прицел АСП-Зим в положение «гири» и при необходимости отрегулировать яркость подсвета сетки так, чтобы она соответствовала яркости искусственного изображения цели (автомат защиты электроцепи прицела на правом электрощитке должен быть включен на земле).

Регулировка производится рукояткой реостата подсвета, расположенной на прицельной головке.

Для облегчения прицеливания летчик должен установить раствор ромбиков подвижной сетки прицела АСП-Зим, равный 25 тысячным (контрольный круг из ромбиков), и удерживать центр колеблющегося искусственного изображения цели внутри этого круга, не гоняясь за каждым отдельным отклонением искусственного изображения цели.

Для разведения ромбиков на 25 тысячных необходимо установить базу на прицеле 20 м и ввести в прицел максимальную дальность 800 м.

Исправность прицела АСП-Зим летчик может проверить небольшими разворотами самолета, при которых подвижная сетка в поле зрения летчика должна перемещаться в сторону, обратную развороту.

Постоянный контроль работы станции в полете осуществляется по наличию шумов на обзорном индикаторе и по показанию тока I кристалла. Прицел РП-1 выключается перед посадкой.

После выключения прицела РП-1 необходимо подвижную часть тубуса индикатора отодвинуть от себя до упора, поставить переключатель прицела АСП-Зим на «непод.» и выключить автомат защиты электроцепи прицела на правом электрощитке.

#### Указания летчику по пользованию оружием

Для подготовки оружия летчик должен:

— включить автоматы защиты: «оружие — ФКП»; «задн. лев. НР-23», «передн. лев. НР-23», «прав. НР-23» и «ФКП»;

— произвести поочередно перезарядку пушек.

Перед началом прицеливания необходимо скобу — предохранитель кнопки стрельбы — откинуть вперед и удерживать ее указательным пальцем правой руки. Стрельба из всех

включения электромашинных усилителей должен произойти захват контрольной цели. Положение искусственного изображения цели на отражателе блока передачи данных должно соответствовать угловому положению контрольной цели, а размах «крылышек» должен соответствовать дальности до нее.

6. При установке переключателя «помеха — выкл.» в положение «помеха» должен произойти сброс контрольной цели, а при установке его в положение «выкл.» — повторный захват ее.

7. Убедившись в нормальной работе прицела, летчик выключает его.

Выключение прицела РП-1 производится установкой переключателя «станция — выкл.» в положение «выкл.». Ручки «ярк.» и «фок.» на корпусе индикатора при выключении прицела после проверки трогать не следует.

**Включение, выключение и контроль работы радиолокационного прицела РП-1 в полете (рис. 52)**

Включение радиолокационного прицела РП-1 и проверка его работы в полете производятся в последовательности, указанной в предыдущем разделе.

Через 3—4 минуты после включения прицела на экране индикатора на дальности, соответствующей высоте полета, должны появиться альтиметровые сигналы земли в виде вертикальных штрихов и пятен. Большое количество штрихов и пятен располагается по краям экрана (рис. 53 и 54).

С увеличением высоты полета альтиметровые помехи уменьшаются и на высоте 7000 м почти исчезают.

На высотах ниже 3000 м наблюдение за отметками цели на фоне помех от земли затруднено, вследствие чего боевое применение прицела ограничено минимальной высотой, равной 3000 м.

Через 5—6 минут после включения прицела в режиме горизонтального полета проверить положение линий ориентиров электронного авиагоризонта по отношению к линии кренов и при необходимости подрегулировать их взаимное расположение. При регулировке электронного авиагоризонта режим горизонтального полета необходимо проверить по пилотажно-навигационным приборам.

Делая небольшие крены самолета вправо и влево, снижая и набор высоты, убедиться в исправности работы электронного авиагоризонта. При накрениении самолета

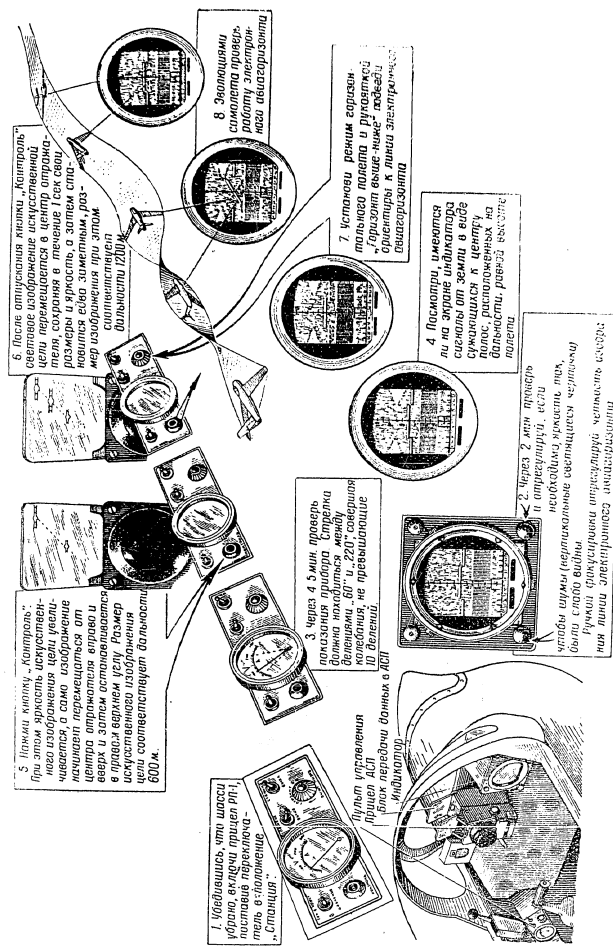


Рис. 52. Включение и проверка исправности радиолокационного прицела РП-1 в полете

Начало шумов должно быть на дальности 0,2 км, а верхняя граница их должна располагаться на дальности 12 км и более. Шумы по азимуту должны быть ограничены зоной по 60° в обе стороны от средней линии экрана.

После включения прицела РП-1 стрелка прибора на пульте управления должна колебаться в пределах делений 0—200 (это показывает, что работает схема поиска частоты в системе АРЧ). Через 3—4 минуты после включения стрелка должна установиться в положение между делениями 60—220, совершая колебания, не превышающие 10 делений. В прицелах с новой схемой АРЧ стрелка на пульте управления не колеблется, а через 3—4 минуты устанавливается сразу между делениями 50—300.

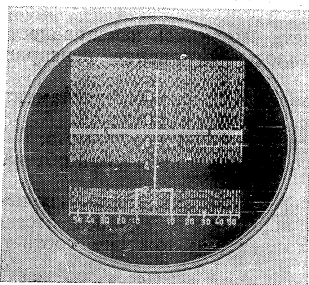


Рис. 50. Вид экрана индикатора с отрегулированным изображением

Для проверки тока I кристалла необходимо переключатель «ток I крист.—давление», находящийся на пульте управления, установить в положение «ток I крист.». При нормальной работе прицела стрелка прибора должна находиться между делениями 60—220.

Для проверки давления в волноводной системе прицела необходимо переключатель «ток I крист.—давление» установить в положение «давление». При этом стрелка прибора должна находиться между делениями 80—140, что свидетельствует об исправности герметизации волноводного тракта и приемно-передающего блока прицела.

4. Проверить работу прицельной части РП-1. Для этого необходимо нажать на пульте управления кнопку «контроль».

При исправной работе прицельной части РП-1 должно наблюдаться следующее:

— на обзорном индикаторе на дальности 600 м появляется отметка цели в виде горизонтального штриха, а ниже нее — линия захвата в виде яркой черты; отметка цели плавно перемещается вправо и останавливается около правой границы квадрата зоны прицеливания;

— на отражателе блока передачи данных появляется световое искусственное изображение цели, яркость которого увеличивается по мере перемещения его из начального поло-

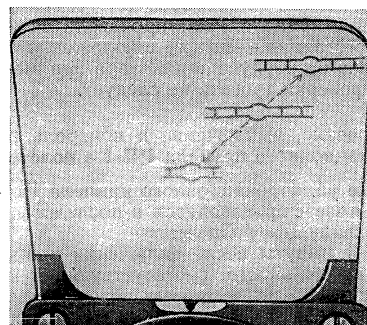


Рис. 51. Вид искусственного изображения цели в режиме контроля

жения вправо вверх; при этом размеры искусственного изображения цели увеличиваются до размера, соответствующего дальности 600 м (рис. 51);

— после отпущения кнопки «контроль» в течение секунды искусственное изображение цели сохраняет свои размеры и яркость, а затем возвращается в первоначальное положение, уменьшая свои размеры и яркость.

При проверке прицела РП-1 кнопкой «контроль» необходимо обратить внимание на яркость свечения искусственного изображения цели и при необходимости подрегулировать ее рукояткой реостата, расположенной на левой стороне блока передачи данных.

5. Если в зоне прицеливания установить контрольную цель (уголковый отражатель), то через 1,5 минуты после

целью упрощается, так как при наблюдении за экраном обзорного индикатора в поле зрения летчика находятся все пилотажно-навигационные приборы.

При выполнении атаки, когда внимание летчика в основном направлено на наблюдение за искусственным изображением цели на отражателе прицела, пилотирование самолета в условиях невидимости естественного горизонта требует от летчика известного навыка, так как необходимо периодически контролировать положение самолета по авиагоризонту. При этом перенос взгляда на авиагоризонт должен быть кратковременным и производиться в такие моменты выполнения атаки, когда есть уверенность в том, что цель не будет потеряна.

**Создание наиболее благоприятных условий для пилотирования самолета при оперировании с радиолокационным прицелом РП-1 в значительной мере зависит от самого летчика.**

Летчик обязан:

— убедиться на земле и в воздухе в том, что размер и расположение смотрового окна и защитного козырька тубуса обеспечивают возможность наблюдения за вариометром, указателем скорости, высотомером и ДГМК-3 и что при этом не происходит засвета экрана обзорного индикатора даже при ярком солнечном освещении;

— проверить яркость подсвета экрана обзорного индикатора в дневных и ночных условиях и добиться такой регулировки ее, чтобы подсвет не слепил и в то же время обеспечивал более четкое изображение отметки цели на экране; необходимо иметь при этом в виду, что наиболее приемлемый подсвет экрана достигается путем уменьшения числа лампочек подсвета до одной вместо имеющихся четырех лампочек или удалением всех лампочек подсвета;

— уметь в полете быстро и хорошо отрегулировать положение выдвижной части тубуса в соответствии с фактически сложившимися условиями полета; например, при полете в плотных облаках для наблюдения за экраном нет необходимости плотно прижиматься к тубусу, а поэтому не следует полностью выдвигать на себя выдвижную часть тубуса, это должно облегчить наблюдение за пилотажно-навигационными приборами.

Нужно постоянно совершенствовать свои навыки в распределении внимания между наблюдением за экраном обзорного индикатора, а также за отражателем прицела и наблюдением за пилотажно-навигационными приборами. Приобретению необходимых практических навыков в пилотировании

самолета в процессе оперирования с радиолокационным прицелом РП-1 во многом будет способствовать отличное знание возможностей своего самолета и отличная подготовка в длительном пилотировании самолета по приборам.

#### ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ПРИЦЕЛА РП-1

##### Проверка работы радиолокационного прицела РП-1 перед полетом

Проверка работы радиолокационного прицела РП-1 производится во время предполетного осмотра техником или механиком по РТС согласно инструкции по эксплуатации прицела.

Летчик проверяет работу прицела РП-1 на земле в следующих случаях:

— если в предыдущем полете выявились неисправности в работе прицела и производилось устранение неисправностей;

— если полету предшествовали 100-часовые регламентные работы со снятием основных блоков с самолета.

Перед проверкой работы прицела РП-1 необходимо:

— убедиться в исправном состоянии и креплении обтекателей антенны прицела РП-1;

— убедиться в том, что переключатель «день — ночь», расположенный на кабельной коробочке в верхнем отсеке носовой части фюзеляжа, поставлен в положение, соответствующее времени суток;

— проверить подключение к сети самолета внешнего источника питания (в отдельных случаях проверка работы прицела может производиться при работающем двигателе на оборотах свыше 4500 в минуту);

— убедиться, что переключатель «станция — выкл.», расположенный на пульте управления, стоит в положении «выкл.», а ручка яркости «ярк.», находящаяся в правом нижнем углу корпуса индикатора, установлена в крайнее левое положение (яркость убрана).

Для проверки работы прицела РП-1 летчик должен выполнить следующее:

1. Включить прицел, для чего поставить переключатель «станция — выкл.» в положение «станция». Через 2—3 минуты после включения на экране индикатора появляется растр, шумы и линии электронного авиагоризонта.

2. Добиться регулировкой ручек «ярк.» и «фок.» получения на экране слабого, но четкого фона шумов с наличием провала яркости шумов в зоне от 2 до 5—6 км (рис. 50).

В процессе посадки самолета направление взгляда на землю (10—15° влево и 30—40 м вперед) менять не следует и ни в коем случае не направлять взгляд через переднее лобовое стекло фонаря кабины.

Нормальная скорость приземления 210—220 км/час. После приземления самолет МИГ-17п имеет стремление к более энергичному опусканию носа, чем самолет МИГ-17.

В связи с тем, что тормоза колес более эффективны, от летчика требуется повышенное внимание к соблюдению правил торможения на пробеге. Торможение необходимо производить плавным увеличением давления в тормозах от 1,5—2,0 кг/см<sup>2</sup> в начале пробега (после опускания переднего колеса) до 5—6 кг/см<sup>2</sup> в конце пробега.

#### Пилотирование самолета МИГ-17п в процессе оперирования прицелом РП-1

Пилотирование самолета МИГ-17п в процессе поиска, сближения с целью и атаки цели имеет ряд особенностей, обусловленных тем, что при выполнении указанных этапов боевой работы летчик вынужден при полетах в сложных метеорологических условиях днем и ночью уделять большое внимание не только наблюдению за пилотажно-навигационными приборами, но и наблюдению за экраном обзорного индикатора и отражателем прицела.

Пилотирование самолета днем представляет для летчика большую сложность, чем ночью. При дневном освещении отметка цели менее заметна на флуоресцирующей поверхности экрана обзорного индикатора, поэтому наблюдение за экраном приходится осуществлять через затемняющий тубус, что в свою очередь ограничивает возможность ведения постоянного наблюдения за необходимыми навигационно-пилотажными приборами.

Наличие в системе радиолокационного прицела РП-1 электронного авиагоризонта и смотрового окна, вырезанного внизу выдвинутой части тубуса, облегчает пилотирование самолета в процессе выполнения поиска цели и сближения с ней.

Электронный авиагоризонт обладает достаточной чувствительностью по крену и позволяет своевременно парировать произвольные крены. Однако отсутствие шкалы углов крена не дает возможности с необходимой точностью оценить величину крена и создает трудности в выдерживании заданного угла крена.

Чувствительность электронного авиагоризонта по набору — снижению, является совершенно недостаточной и не обеспечивает возможности сохранения заданного режима полета по высоте.

При выполнении горизонтального полета только по электронному авиагоризонту через 1—3 минуты самолет при нормальном показании электронного авиагоризонта может оказаться в режиме снижения (реже — в режиме набора) с вертикальной скоростью 5—7 м/сек и изменить скорость полета на  $\pm 30$ —40 км/час, а курс на 15—20°.

При выполнении разворотов выдерживание заданного режима полета еще больше усложняется. Это происходит потому, что летчик, выполняя разворот, замечает потерю или набор высоты не сразу, а по достижении самолетом значительной вертикальной скорости, когда высота полета изменится относительно заданной на несколько сот метров, а скорость — на 30—40 км/час.

Указанные здесь свойства электронного авиагоризонта и особенности пилотирования по нему свидетельствуют о необходимости периодического контроля режима полета и положения самолета по пилотажно-навигационным приборам. Осуществлять контроль за пилотажно-навигационными приборами, отрывая взгляд от тубуса, недопустимо, так как при обратном переносе взгляда (особенно при ярком солнечном свете) отметка цели на экране из-за адаптации зрения начинает различаться только через 20—30 секунд, в течение которых цель может быть потеряна. Наличие смотрового окна внизу выдвинутой части тубуса позволяет осуществлять наблюдение за наиболее необходимыми пилотажно-навигационными приборами, не отрываясь от тубуса и почти не отрываясь от наблюдения за экраном обзорного индикатора. Через смотровое окно тубуса хорошо видны вариометр, авиагоризонт и указатель поворота; менее удобно, но все же можно вести наблюдение за показаниями указателя скорости, высотомера и компаса ДГМК-3.

Таким образом, летчик в процессе поиска цели и сближения с нею пилотирует самолет и по электронному авиагоризонту и по пилотажно-навигационным приборам, видимым через смотровое окно тубуса. Наблюдение за приборами, не видимыми через окно тубуса, производится только в случае необходимости.

При полете ночью нет необходимости в установке на экране обзорного индикатора затемняющего тубуса. Пилотирование самолета при этом в процессе поиска и сближения с

## ГЛАВА II

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ  
И ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА-ПЕРЕХВАТЧИКА  
МИГ-17п, ОБОРУДОВАННОГО РАДИОЛОКАЦИОННЫМ  
ПРИЦЕЛОМ РР-1

## ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Все элементы полета на самолете МИГ-17п выполняются в соответствии с требованиями Инструкции летчику по технике пилотирования и эксплуатации самолета МИГ-17 с учетом особенностей, которые обуславливаются:

- увеличением полетного веса самолета МИГ-17п по сравнению с самолетом МИГ-17;
- ухудшением обзора передней полусферы из-за установки перед бронестеклом агрегатов прицела РР-1;
- необходимостью уделять большое внимание в процессе выполнения боевой работы в сложных метеорологических условиях не только пилотированию самолета по приборам, но и оперированию прицелом РР-1;
- необходимостью вести наблюдение за экраном обзорного индикатора прицела РР-1 через затемняющий тубус при полетах днем;
- изменением расположения пилотажно-навигационных приборов на приборной доске и некоторых агрегатов в кабине;
- установкой на самолете колес шасси с более эффективными тормозами.

## Взлет

При вылете на боевое задание наиболее характерным для самолета МИГ-17п является взлет в сложных метеорологических условиях с подвесными баками.

Техника выполнения первой половины разбега ничем не отличается от техники выполнения разбега на самолете

МИГ-17, за исключением того, что вследствие плохого обзора через переднее лобовое стекло наблюдение необходимо вести через боковое стекло неподвижной части фонаря.

Во второй половине разбега, по достижении скорости 190—200 км/час, плавным движением ручки управления самолета на себя отделить переднее колесо от земли и удерживать его в таком положении до момента отрыва самолета от земли. Отрыв самолета происходит на скорости, равной 260—270 км/час. После отрыва самолета набор скорости в первоначальный период происходит медленно, поэтому перевод самолета в набор высоты необходимо производить постепенно, сообразуясь с ростом скорости. На высоте 10—15 м, при скорости полета не более 350—400 км/час убрать шасси.

На высоте 70—100 м (после уборки шасси) убрать посадочные щитки: посадка самолета при этом получается незначительной.

## Пилотаж

На самолете МИГ-17п разрешается выполнять все фигуры простого и сложного пилотажа при тех же ограничениях по максимальной приборной скорости и числу  $M$ , что и у самолета МИГ-17. Техника выполнения фигур пилотажа в основном такая же, как и на самолете МИГ-17.

При нейтральном положении триммера руля высоты на всех фигурах возникают тянущие усилия на ручке управления самолетом; величина их заметно больше, чем на самолете МИГ-17.

При выполнении восходящих фигур соответствующие скорости ввода, установленные для самолета МИГ-17, необходимо увеличивать на 20—30 км/час.

При выполнении полета на больших высотах более заметно ощущается ухудшение маневренных свойств самолета, чем на самолете МИГ-17.

## Посадка

Планирование выполняется на скорости 280—300 км/час. В процессе планирования приходится выбирать триммер руля высоты на себя больше, чем на самолете МИГ-17.

Учитывая ухудшение обзора передней полусферы, необходимо в процессе планирования и выравнивания быть более внимательным к уточнению направления посадки и определению момента начала выравнивания.



Экран трубки выведен на переднюю панель блока и закрыт плексигласовой пластиной, на которую нанесены шкалы азимута и дальности. Снаружи плексигласовая пластина закрыта съемным светофильтром. Плексигласовая пластина со шкалами подсвечивается четырьмя лампочками, расположенными по периметру окружности индикатора. При работе прицела РП-1 днем перед экраном устанавливается затемняющий тубус, который облегчает летчику ведение наблюдения за отметками целей на экране (рис. 48). В подвижной

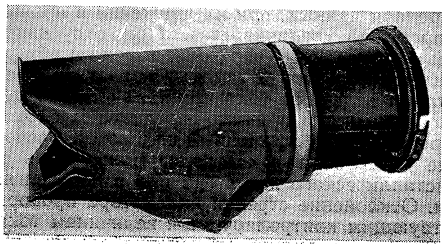


Рис. 48. Вид тубуса со смотровым окном

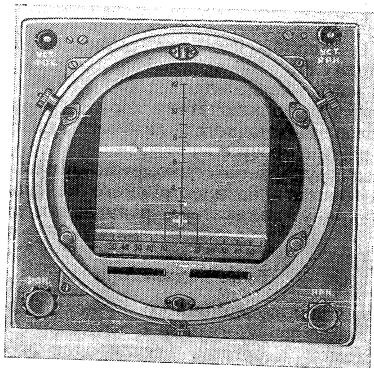


Рис. 49. Общий вид передней панели блока индикатора

части тубуса снизу прорезано смотровое окно, которое позволяет летчику вести наблюдение за пилотажными приборами в процессе поиска целей по экрану индикатора.

Под экраном индикатора расположено прямоугольное окно с трафаретом «выключи станцию», которое предназначено для предупреждения летчика о падении давления в приемно-передающем блоке ниже допустимой величины. При падении давления ниже допустимой величины сигнализатор давления, расположенный в приемно-передающем блоке, замыкает соответствующие контакты, в результате чего загорается лампочка, подсвечивающая трафарет.

На передней панели блока индикатора расположены ручки потенциометров с надписями «ярк.», «фок.», «уст. ярк.», «уст. фок.», «Х» и «У». Потенциометрами «уст. ярк.» и «уст. фок.» регулируется яркость и фокусировка луча электронно-лучевой трубки при настройке прицела РП-1 на земле. В полете регулировка яркости и фокусировки луча осуществляется при помощи потенциометров «ярк.» и «фок.». Потенциометры «Х» и «У» служат для центрирования луча электронно-лучевой трубки в горизонтальном и вертикальном направлениях.

Общий вид передней панели блока индикатора показан на рис. 49.

## БЛОКИ КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ

### Пульт контроля и управления

Пульт контроля и управления (рис. 47) позволяет летчику производить следующие операции:

- выключать и включать радиолокационный прицел РП-1;
- переводить прицел РП-1 в режим контроля;
- контролировать ток кристаллического детектора;
- контролировать величину давления в приемно-передающем блоке;
- выключать автомат захвата при наличии помех;
- перемещать линии ориентиров электронного авиагоризонта вверх или вниз.

Для выполнения перечисленных операций на пульте управления и контроля расположены следующие органы контроля и управления:

- переключатель «станция — выкл.»;
- переключатель «ток I крист. — давление»;

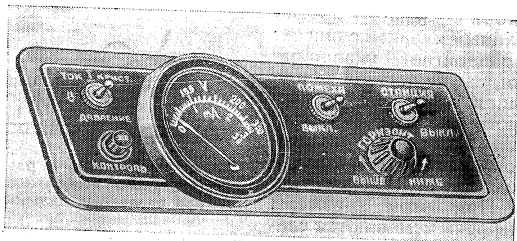


Рис. 47. Общий вид пульта управления радиолокационным прицелом РП-1

- кнопка «контроль»;
- переключатель «помеха — выкл.»;
- ручка «горизонт выше — ниже»;
- стрелочный индикатор.

При установке переключателя «станция — выкл.» в положение «станция» от сети самолета подается напряжение 27 в на преобразователь МА-1500, который вырабатывает переменное напряжение 115 в 400 гц для питания блоков прицела РП-1. Через 3—4 минуты после включения прицела РП-1 реле времени производит окончательное включение

всех блоков его. При установке переключателя в положение «выкл.» радиолокационный прицел РП-1 выключается.

Перевод прицела РП-1 в режим контроля осуществляется путем нажатия кнопки «контроль». При этом в приемно-индикаторном блоке вырабатываются такие импульсы, которые имитируют цель, находящуюся в правом верхнем углу зоны прицеливания. Время запаздывания этих импульсов по отношению к моменту излучения импульса передатчиком соответствует дальности до цели 600 м.

В результате этого размах «крылышек» на отражателе блока передачи данных, при их движении в правый верхний угол, непрерывно увеличивается. При отпускивании кнопки «контроль» прицел РП-1 переходит в режим обзора.

Переключатель «ток I крист. — давление» предназначен для контроля величины тока кристаллического детектора и величины давления в приемно-передающем блоке. При помощи переключателя стрелочный индикатор, расположенный на пульте управления и контроля, может быть включен в цепь кристаллического детектора или в цепь сигнализатора давления. Отклонение стрелки индикатора пропорционально соответствующим контролируемым величинам тока и давления. Поэтому по величине отклонения стрелки индикатора, обычно отсчитываемой в делениях шкалы, можно судить о величинах тока и давления. Так, при нормальной работе прицела РП-1 стрелка индикатора должна устанавливаться:

- в пределах 60—200 делений шкалы при установке переключателя в положение «ток I крист.»;
- в пределах 80—140 делений шкалы при установке переключателя в положение «давление».

При установке переключателя «помеха — выкл.» в положение «помеха» выключается автомат захвата и прицел переходит в режим обзора.

Вращением ручки потенциометра «горизонт выше — ниже» линии ориентиров электронного авиагоризонта смещаются по экрану индикатора в пределах  $\pm 2$  км шкалы дальности.

### Блок индикатора

Индикатор радиолокационного прицела РП-1 включает в себя электроннолучевую трубку с электромагнитной отклоняющей системой и органы регулировки и сигнализации. Экран трубки, применяемой в индикаторе, имеет сравнительно большое послесвечение, что позволяет получить на экране устойчивую картину плана осматриваемой зоны обзора.

Напряжение дальности, вырабатываемое дальномерным устройством, подается на сервоусилитель дальности, куда подается также и напряжение, снимаемое с потенциометра отработки дальности. В результате этого на выходе сервоусилителя образуется напряжение, величина и знак которого зависят от соотношения подводимых напряжений.

При равенстве подводимых напряжений результирующее напряжение на выходе сервоусилителя равно нулю. С выхода сервоусилителя дальности результирующее напряжение подается на реверсивный электромотор дальности, который в зависимости от знака этого напряжения начинает вращаться

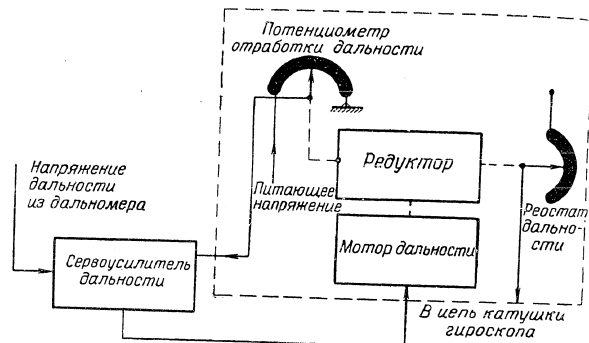


Рис. 45. Схема узла дальности

в ту или другую сторону. Вращение электромотора через редуктор передается на движок потенциометра отработки дальности и на движок реостата дальности. Движок потенциометра отработки дальности поворачивается на такой угол, при котором снимаемое с него напряжение становится равным напряжению дальности. В этот момент вращение электромотора, а следовательно, и перемещение движка потенциометра дальности прекращается. При изменении напряжения дальности, т. е. при изменении дальности до цели электромотор снова начинает вращаться, доворачивая движок потенциометра на такой угол, при котором снимаемое с него напряжение становится равным напряжению дальности. Таким образом, угол поворота движка потенциометра отработки дальности всегда пропорционален

дальности до цели. Наряду с этим наличие механической связи между редуктором электромотора дальности и движком реостата дальности также обеспечивает пропорциональность между углом поворота движка указанного реостата и дальностью до цели. Поэтому величина тока в катушке гироскопа автоматически изменяется в зависимости от дальности до цели, т. е. происходит автоматический ввод дальности до цели в прицел АСП-Знм.

Для определения дальности до цели непосредственно по искусственному изображению цели в прицеле РП-1 предусмотрено специальное механическое устройство, при помощи которого размеры искусственного изображения цели изменяются обратно пропорционально дальности до цели.

Это механическое устройство представляет собой обычные подвижные шторки, расположенные в оптической трубке блока передачи данных. При вращении электромотора дальности профилированный кулачок сдвигает или раздвигает указанные шторки, увеличивая или уменьшая размеры искусственного изображения цели («крылышек») на отражателе блока передачи данных в зависимости от дальности до цели. При этом размеры «крылышек» изменяются следующим образом: на дальности до цели от 2000 до 1500 м на «крылышках» видны первые вертикальные штрихи, на дальности до цели 1000 м — вторые, на дальности до цели 500 м — третьи и на дальности до цели 200 м — четвертые (рис. 46). Благодаря наличию указанной индикации дальности до цели летчик при выполнении прицеливания может определять дальность до цели.

**Предупреждение.** При сближении с целью до дальности, соответствующей радиусу мертвой зоны (250—150 м), яркость свечения искусственного изображения цели резко падает (гаснет). В этом случае (независимо от величины искусственного изображения цели) летчику немедленно принять меры для избежания столкновения с целью.

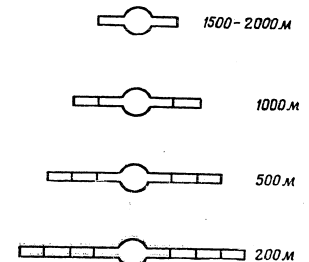


Рис. 46. Изменение размеров искусственного изображения цели при различных дальностях

искусственное изображение цели в виде «крылышек», вид которого через отражатель АСП-Знм показан на рис. 43.

Отклонение оптической трубки производится двумя электромоторами — электромотором азимута и электромотором угла места. При отклонении оптической трубки электромотором азимута искусственное изображение цели на отражателе блока перемещается влево или вправо. При отклонении оптической трубки электромотором угла места искусственное изображение цели на отражателе блока перемещается вверх или вниз. Управление работой электромоторов азимута и угла места осуществляется двумя следящими сельсинными

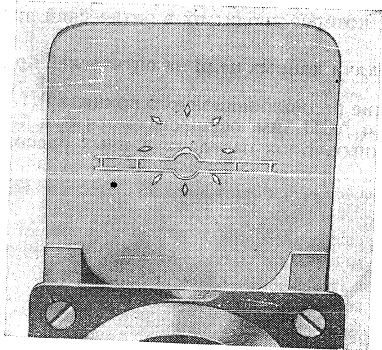


Рис. 43. Вид искусственного изображения цели через отражатель прицела АСП-Знм

системами, которые обеспечивают электрическую связь между оптической трубкой и прицельной антенной. За счет электрической связи отклонение прицельной антенны при слежении за целью передается на оптическую трубку, которая отклоняется на угол, пропорциональный углу отклонения антенны. При этом положение искусственного изображения цели на отражателе блока передачи данных будет соответствовать положению цели относительно продольной оси самолета.

Итак, следящие сельсинные системы осуществляют непрерывную автоматическую передачу данных углового положе-

ния цели относительно продольной оси самолета на оптический прицел.

Для обработки углов упреждения, кроме данных углового положения, в стрелковый прицел АСП-Знм вводится дальность до цели.

Ввод дальности до цели в стрелковый прицел АСП-Знм при работе его без радиолокационного прицела РП-1 осуществляется реостатом базового дальномера, а с прицелом РП-1 — реостатом дальности, включаемым в решающие цепи прицела АСП-Знм специальным реле, находящимся в одном из блоков РП-1. В случае, когда прицел РП-1 работает в

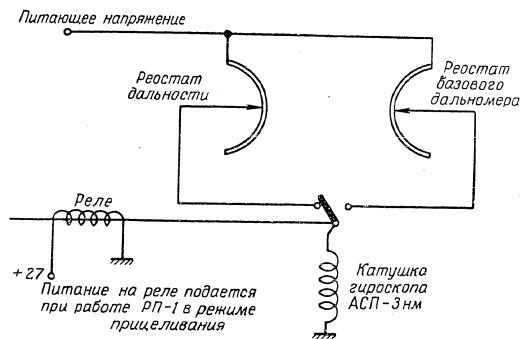


Рис. 44. Схема ввода дальности в прицел АСП-Знм при работе радиолокационного прицела РП-1

режиме обзора, указанное реле включает реостат базового дальномера в цепь катушки гироскопа. При переходе РП-1 из режима обзора в режим прицеливания реле отключает реостат базового дальномера от цепи катушки гироскопа и подключает в эту цепь реостат дальности, находящийся в блоке передачи данных (рис. 44). Для автоматического ввода дальности в прицел АСП-Знм движок реостата дальности необходимо автоматически поворачивать на углы, пропорциональные дальности до цели. Автоматическое управление движком реостата дальности осуществляет узел дальности, находящийся в блоке передачи данных. Узел дальности состоит из потенциометра обработки дальности, мотора дальности и редуктора (рис. 45).

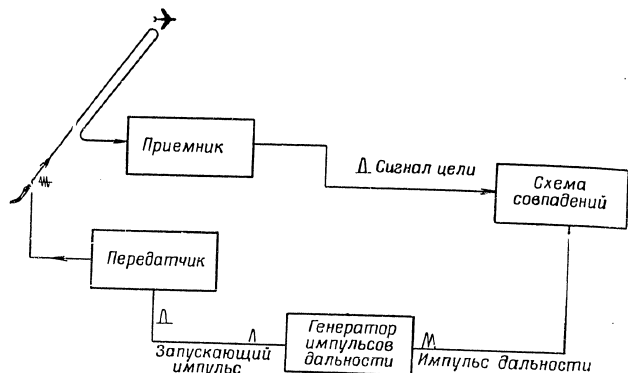


Рис. 40. Блок-схема работы дальномерного устройства в режиме обзора

(рис. 41). В процессе сопровождения цели по дальности управляющее напряжение, подаваемое на генератор импульсов дальности, изменяется таким образом, что время запаздывания импульсов дальности непрерывно поддерживается равным времени запаздывания импульсов цели. Вследствие этого дальномерное устройство осуществляет непрерывное слежение за целью по дальности. Так как время запаздыва-

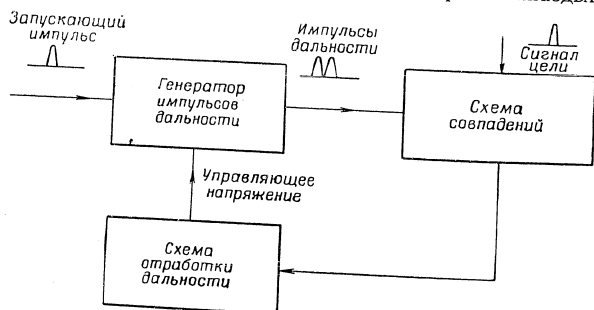


Рис. 41. Схема управления напряжением обработки дальности в процессе сопровождения цели

ния импульсов дальности пропорционально величине управляющего напряжения, подаваемого на генератор импульсов дальности, то при слежении за целью по дальности это напряжение будет пропорционально и времени запаздывания импульсов цели, т. е. дальности до цели. В результате этого управляющее напряжение используется для ввода дальности до цели в стрелковый прицел АСП-Зим. Итак, благодаря работе канала углового сопровождения цели и дальномерного устройства прицел РП-1 вырабатывает все необходимые данные, характеризующие положение захваченной цели относительно истребителя-перехватчика. Для ведения прицельной стрельбы по визуально не видимой цели эти данные передаются на специальное устройство, называемое блоком передачи данных, которое вводит их в оптический прицел.

#### Передача данных цели на оптический прицел

Сопряжение радиолокационного прицела РП-1 со стрелковым прицелом АСП-Зим осуществляется при помощи блока передачи данных. Блок передачи данных расположен перед

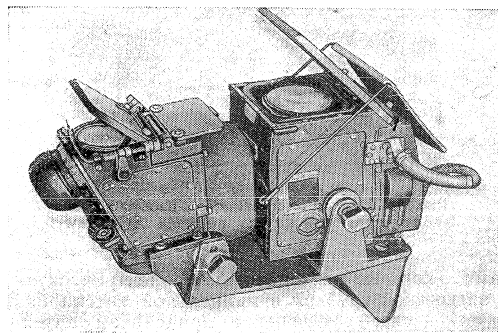


Рис. 42. Блок передачи данных АР18-8 с прицелом АСП-Зим

оптическим прицелом на одной оси с ним, поэтому отражатель блока всегда находится в поле зрения оптического прицела (рис. 42). В блоке передачи данных помещена оптическая трубка, которая создает на его отражателе световое

ное устройство вырабатывает напряжение, пропорциональное дальности до цели. Это напряжение, называемое напряжением дальности, используется для ввода дальности до цели в прицел АСП-Знм. Работа дальномерного устройства сводится к следующему: со схемы синхронизатора передатчика на дальномерное устройство подается синхронизирующий импульс, который запускает генератор импульсов дальности. Через несколько микросекунд после запуска на выходе генератора импульсов дальности появляются два импульса (так называемые импульсы дальности), сдвинутые

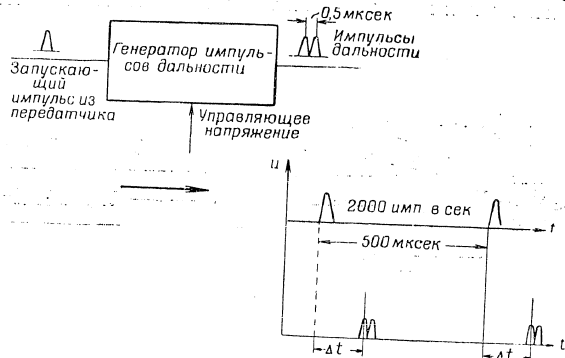


Рис. 38. Схема работы генератора импульсов дальности

один относительно другого на 0,5 мксек (рис. 38). Время запаздывания импульсов дальности относительно синхронизирующего (запускающего) импульса ( $t$ ) может изменяться при изменении величины напряжения, подаваемого на генератор импульсов дальности. Это напряжение, называемое управляющим напряжением, подается со схемы отработки дальности, которая представляет собой ламповое устройство.

При работе радиолокационного прицела РП-1 в режиме обзора управляющее напряжение, подаваемое на генератор импульсов дальности, периодически изменяется, а следовательно, изменяется и время запаздывания импульсов дальности относительно момента подачи запускающего импульса. При этом пределы изменения управляющего напряжения подобраны таким образом, что время запаздывания импуль-

сов дальности изменяется от минимального времени — 5,5 мксек до максимального — 17,5 мксек (рис. 39).

Импульсы дальности с выхода генератора импульсов дальности поступают на схему совпадений дальномерного устройства, на которую подаются также и импульсы цели с выхода приемника. В схеме совпадений производится сравнение времени запаздывания импульсов дальности с временем запаздывания импульса цели относительно момента излучения высокочастотного импульса передатчиком (рис. 40). Так, если цель находится в зоне обзора прицела на дальности, превышающей 2000 м, то время запаздывания импульса,

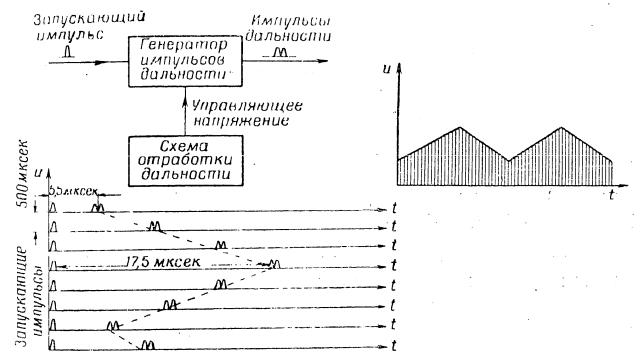


Рис. 39. Схема изменения времени запаздывания импульсов дальности в зависимости от управляющего напряжения

отраженного от этой цели, по отношению к моменту излучения импульса передатчиком превышает максимальное время запаздывания импульсов дальности и схема совпадений не срабатывает.

По мере приближения цели к истребителю-перехватчику время запаздывания импульсов, отраженных от цели, будет уменьшаться, и когда цель окажется на дальности 2000 м, время запаздывания импульсов цели окажется равным максимальному времени запаздывания импульсов дальности. В этот момент происходит захват цели по дальности и непрерывное ее сопровождение. Начиная с момента захвата цели по дальности, управление напряжением отработки дальности осуществляет схема совпадений дальномерного устройства

тельно оси вращения рефлектора прицельной антенны, то и токи, вырабатываемые коммутаторами, также зависят от положения цели относительно оси вращения рефлектора.

Так, например, если цель находится слева от оси вращения рефлектора, то коммутатор азимута вырабатывает ток одного направления. Если же цель находится справа от оси вращения рефлектора, то коммутатор азимута вырабатывает ток другого направления. Аналогично работает и коммутатор угла места. При смещении цели вверх или вниз относительно оси вращения рефлектора коммутатор угла места вырабатывает ток того или иного направления. Если же цель находится на оси вращения рефлектора, т. е. совпадает с равносигнальным направлением, то в этом случае сигнал ошибки равен нулю и токи, вырабатываемые коммутаторами азимута и угла места, также равны нулю.

Токи, вырабатываемые коммутаторами, используются для возбуждения электромашинных усилителей. Так, при появлении тока на обмотках возбуждения электромашинных усилителей на выходе усилителей образуется напряжение, величина и знак которого зависят от величины и знака тока возбуждения. Это напряжение подается на электромоторы, которые поворачивают прицельную антенну по азимуту и углу места.

Таким образом, если цель смещена относительно оси вращения рефлектора, то электромашинные усилители начинают вырабатывать напряжение, величина и знак которого определяются характером сигнала ошибки. С электромашинных усилителей напряжение подается на электромоторы, которые начинают поворачивать прицельную антенну по азимуту или углу места. Направление вращения электромоторов выбрано таким образом, что антенна всегда поворачивается в сторону уменьшения сигнала ошибки, т. е. на цель. Как только антенна повернется на угол, при котором цель окажется на оси вращения рефлектора, сигнал ошибки станет равным нулю, напряжение, подаваемое на электромоторы, также станет равным нулю и антенна остановится. Таким способом осуществляется автоматическое слежение прицельной антенной за целью при ее смещении относительно оси вращения рефлектора, т. е. относительно равносигнального направления. На рис. 37 показана блок-схема управления поворотом антенны по азимуту. Аналогичная блок-схема применяется и для управления поворотом антенны по углу места.

Как указывалось выше, при слежении за целью прицельная антенна может поворачиваться относительно продольной

оси самолета на угол не больше  $\pm 12^\circ$ . Переместившись на предельный угол ( $12^\circ$ ), прицельная антенна автоматически останавливается. При этом, если цель продолжает перемещаться по азимуту или углу места и выходит из зоны, облучаемой прицельной антенной, то прицел РП-1 автоматически переходит в режим обзора, а антенна возвращается в нулевое положение.

Итак, при слежении за целью углы поворота прицельной антенны в горизонтальной и вертикальной плоскостях равны азимуту и углу места сопровождаемой цели. Данные углового положения цели относительно продольной оси самолета

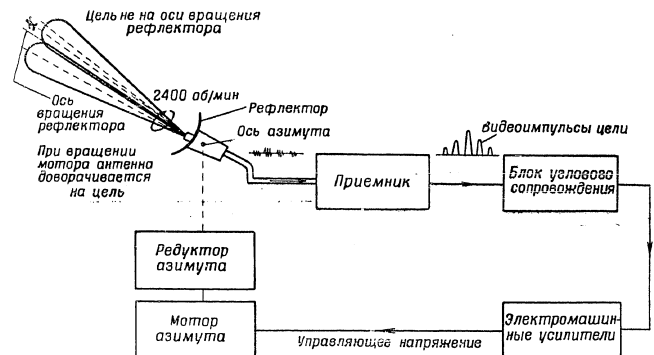


Рис. 37. Схема работы блока углового сопровождения цели

при помощи следящих сельсинных систем передаются на специальное оптическое устройство, называемое блоком передачи данных, которое вводит эти данные в стрелковый прицел АСП-Знм. Однако слежение за целью по угловым координатам и ввод данных углового положения цели в прицел АСП-Знм еще не решают задачи ведения прицельной стрельбы по визуально не видимым целям. Для полного решения указанной задачи необходимо обеспечить непрерывное слежение за целью по дальности.

#### Слежение за целью по дальности

Слежение за целью по дальности в режиме прицеливания осуществляется в радиолокационном прицеле РП-1 при помощи специального дальномерного устройства. Дальномер-

гая максимума при приближении оси луча к цели и падая до минимума при ее удалении. На рис. 35 видно, что при смещении цели относительно оси вращения рефлектора амплитуда отраженных сигналов изменяется, т. е. появляется так называемый сигнал ошибки (огигающая импульсов).

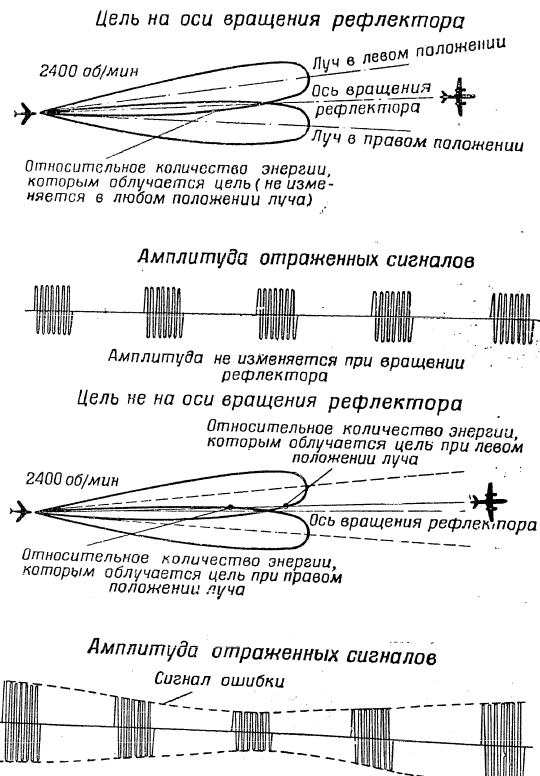


Рис. 35. Вид отраженных сигналов при различных положениях цели относительно оси вращения прицельной антенны

Отраженные от цели сигналы принимаются прицельной антенной и по волноводам поступают в приемник прицела РП-1. Приемник в режиме прицеливания выполняет те же функции, что и в режиме обзора, т. е. усиливает и детектирует принятые сигналы цели. В результате на выходе приемника появляются видеопульсы захваченной цели, амплитуды которых зависят от положения цели относительно оси вращения рефлектора прицельной антенны (рис. 36).

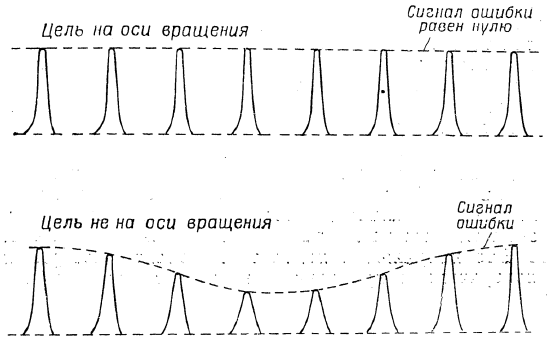


Рис. 36. Амплитуды видеопульсов на выходе приемника при различных положениях цели относительно оси вращения рефлектора прицельной антенны

**Слежение за целью по угловым координатам**

С выхода приемника видеопульсы захваченной цели подаются в канал углового сопровождения цели, который управляет поворотом прицельной антенны по азимуту и углу места. Конструктивно прицельная антенна изготовлена таким образом, что она может поворачиваться относительно продольной оси самолета по азимуту и углу места на угол  $\pm 12^\circ$ . В канале углового сопровождения видеопульсы захваченной цели детектируются и с выхода детектора снимается сигнал ошибки (огигающая видеопульсов), который после соответствующего усиления подается в коммутаторы азимута и угла места. В каждом из коммутаторов вырабатывается электрический ток, величина и направление которого зависят от характера сигнала ошибки. Так как характер сигнала ошибки в свою очередь зависит от положения цели относи-



ростью 2400 об/мин, причем его ось смещена относительно оси вибратора (оси вращения) на угол  $2^\circ$ . В результате этого при вращении рефлектора луч прицельной антенны описывает в пространстве коническую поверхность с телесным углом порядка  $14^\circ$  (рис. 34). Внутри этого конуса, за счет смещения оси рефлектора относительно оси вращения на  $2^\circ$ , образуется так называемое равносигнальное направление, совпадающее с осью вращения рефлектора. Это направление характерно тем, что при любом мгновенном положении луча прицельной антенны в процессе его вращения цель, находящаяся на равносигнальном направлении, облучается одним

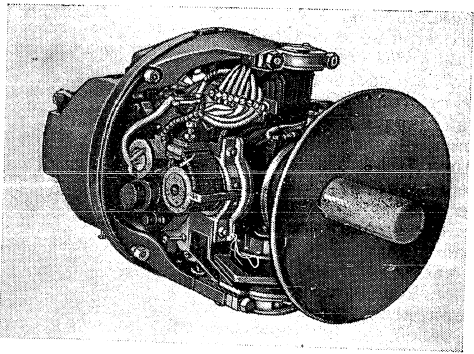


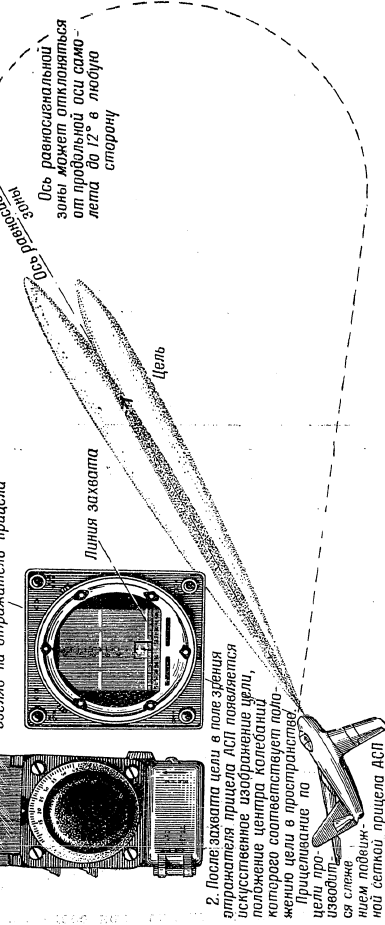
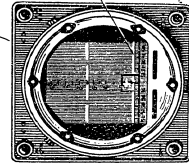
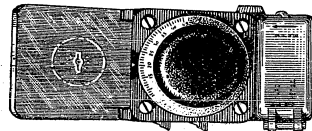
Рис. 33. Прицельная антенна AP18-16 (вид сбоку)

и тем же количеством электромагнитной энергии. Благодаря такому методу облучения цели характер (амплитуда) отраженных сигналов будет зависеть от положения цели относительно оси вращения рефлектора прицельной антенны. Так, если цель находится на оси вращения рефлектора (т. е. на равносигнальном направлении), то амплитуда принятых сигналов цели не зависит от мгновенного положения луча антенны и остается постоянной для всего периода вращения рефлектора. Если же цель смещена относительно оси вращения рефлектора, то она при различных мгновенных положениях луча прицельной антенны будет облучаться энергией различной интенсивности. Следовательно, и амплитуда отраженных сигналов будет изменяться в определенных пределах, дости-

1 При вводе отметки цели с метками "верх", "низ" в зону захвата на экране индикатора ниже отметки цели на 900 м появляется стелющаяся линия. Появление светящейся линии свидетельствует о том, что "обзорная" антенна автоматически отключилась, произошел захват цели прицельной антенной, в работу включилась прицельная часть РЛ-1.

Начиная с момента захвата, прицельная антенна облучая цель, осуществляет автоматическое слежение за целью по углу (прицельная антенна повернулась своей равносигнальной зоной на цель).

С момента захвата цели летящую необходимо перенести взгляд на отражатель прицела.



2. После захвата цели в поле зрения индикатора прицела АСП показывается изображение цели, полумесяц, соответствующий положению цели в приборе. Прицеливание по цели производится по изображению полумесяца. Прицельная антенна АСП поворачивается за счет центром колебаний изображения изображения цели.

Рис. 34. Диаграмма направленности прицельной антенны РЛ-1

или вниз в пределах 2 км шкалы дальности. Смещение линий ориентиров предусмотрено для того, чтобы летчик в процессе горизонтального полета имел возможность, в случае несоответствия уровня расположения на экране линий ориентиров уровню линии кренов, устанавливать их на одном уровне относительно горизонтальной шкалы азимутов.

Устройство, вырабатывающее подсвечивающие импульсы для создания линии кренов, управляется напряжением, которое вырабатывается в датчике кренов ДК-6.

Датчик кренов состоит из гироскопического узла и двух потенциометров — потенциометра продольного крена и потенциометра поперечного крена. Потенциометры связаны с осями гироскопа таким образом, что снимаемые с них (т. е. с потенциометров) напряжения пропорциональны углам отклонения самолета относительно продольной и поперечной осей. Оба потенциометра питаются напряжениями, вырабатываемыми в блоке электронного авиагоризонта, причем на потенциометр продольного крена подается постоянное напряжение, а на потенциометр поперечного крена, средняя точка которого заземлена, подается напряжение пилообразной формы, причем на один конец потенциометра поперечного крена подается спадающее пилообразное напряжение, а на другой — нарастающее.

В случае продольного крена самолета постоянное напряжение, снимаемое с движка потенциометра продольного крена, увеличивается или уменьшается, в результате чего время запаздывания импульсов, создающих линию кренов, также увеличивается или уменьшается, вызывая тем самым перемещение линии кренов вверх или вниз параллельно самой себе. При поперечном крене самолета снимаемое с движка потенциометра управляющее пилообразное напряжение вызывает изменение времени запаздывания импульсов по пилообразному закону, аналогичному закону изменения управляющего напряжения. В результате этого линия кренов на экране индикатора наклоняется в сторону, соответствующую крену самолета. Таким образом, положение линии кренов относительно линий ориентиров на экране индикатора будет всегда соответствовать положению самолета в пространстве относительно горизонта.

#### ПРИЦЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ПРИЦЕЛА РП-1

Прицельная часть радиолокационного прицела РП-1 позволяет производить непрерывное автоматическое слежение за целью по угловым координатам и дальности и прицелива-

ние при помощи оптического прицела АСП-Знм. Прицельная часть включает в себя: прицельную антенну, блок углового сопровождения, блок дальности, блок передачи данных и ряд других вспомогательных блоков. Кроме этого, в работе прицельной части участвуют такие основные блоки обзорной части, как приемник, передатчик и индикатор.

#### Захват цели

Работа обзорной части прицела РП-1 заканчивается в момент ввода отметки цели в зону прицеливания, т. е. в квадрат, очерченный у основания шкалы дальности индикатора. Зона прицеливания, а следовательно, и размеры соответствующего этой зоне квадрата на индикаторе составляют 2000 м по дальности и  $\pm 10^\circ$  по азимуту (рис. 32). При попадании цели в зону прицеливания радиолокационный прицел РП-1 автоматически переходит из режима обзора в режим прицеливания, т. е. происходит так называемый захват цели прицельной частью РП-1. В момент захвата цели с экрана индикатора исчезают отметки всех целей, за исключением захваченной, а ниже отметки захваченной цели появляется ярко светящаяся горизонтальная линия, называемая линией индикации захвата (см. рис. 32). При захвате цели антенный коммутатор отключает передатчик и приемник от обзорной антенны и соединяет их с прицельной антенной. Передача и прием высокочастотных сигналов в режиме прицеливания производятся только прицельной антенной.

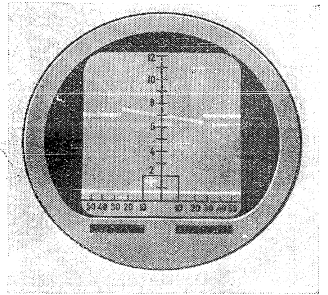


Рис. 32. Изображение экрана индикатора при захвате цели

#### Облучение захваченной цели

Прицельная антенна (рис. 33) состоит из дипольного (полюсволнового) вибратора и металлического рефлектора, который концентрирует излучаемую энергию в узкий луч с углом раствора около  $10^\circ$ . Во время работы станции рефлектор прицельной антенны вращается вокруг оси вибратора со ско-

меткой «низ», это будет свидетельствовать о том, что в момент обнаружения цели на экране индикатора истребитель-перехватчик выполняет полет с набором высоты (рис. 31).

Итак, на экране индикатора радиолокационного прицела РП-1 летчик имеет возможность достаточно точно определить две координаты цели — азимут и дальность — и ориентировочно оценить третью координату — угол места. Знание указанных координат позволяет производить выход на цель и атаку ее с выбором наиболее выгодного исходного положения.

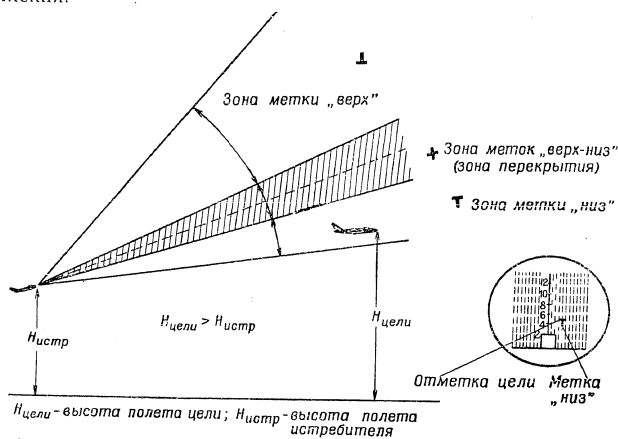


Рис. 31. Возможное положение цели при появлении метки «низ»

#### ЭЛЕКТРОННЫЙ АВИАГОРИЗОНТ

С целью обеспечения возможности пилотирования самолета при непрерывном наблюдении летчика за экраном обзорного индикатора в радиолокационном прицеле РП-1 введен электронный авиагоризонт, показания которого передаются на экран обзорного индикатора. Метки электронного авиагоризонта, выдаваемые на экран индикатора, состоят из трех линий.

Две линии, расположенные симметрично по краям индикатора, называются линиями ориентиров, а третья линия, расположенная между линиями ориентиров, называется линией кренов (см. рис. 32). Для создания на экране индика-

тора указанных линий необходимо, аналогично тому, как это делается при создании отметки цели, в определенный момент движения луча электроннолучевой трубки снизу вверх подать на управляющий электрод трубки подсвечивающий импульс. В момент подачи подсвечивающего импульса на экране индикатора появится светящаяся точка, которая при движении вертикальной линии развертки слева направо (развертка по азимуту) прочерчивает на экране светящуюся линию определенной длины. Положение линии на экране индикатора зависит от того, в какой момент времени после начала развертки электронного луча снизу вверх подан подсвечивающий импульс, т. е. от запаздывания подсвечивающего импульса относительно начала развертки электронного луча снизу вверх. Так, если подсвечивающий импульс подать на управляющий электрод трубки через 40 мксек после начала развертки электронного луча снизу вверх, то светящаяся горизонтальная линия появится на дальности 6 км. Импульсы, создающие линии электронного авиагоризонта, вырабатываются специальными устройствами, которые находятся в блоке электронного авиагоризонта.

Одно из этих устройств вырабатывает запаздывающие импульсы для создания на экране линий ориентиров, другое — вырабатывает запаздывающие импульсы для создания на экране линии кренов. Время запаздывания этих импульсов относительно начала развертки луча снизу вверх линейно зависит от величины управляющих напряжений, подаваемых в блок авиагоризонта. Иными словами, при увеличении управляющего напряжения время запаздывания этих импульсов относительно начала развертки луча снизу вверх также увеличивается и наоборот. Устройство, вырабатывающее подсвечивающие импульсы для создания линий ориентиров, управляется постоянным по величине напряжением. В результате этого время запаздывания этих импульсов относительно начала развертки луча снизу вверх в процессе работы прицела все время остается постоянным; следовательно, и положение линий ориентиров на экране индикатора, независимо от эволюций самолета, остается неизменным. Время запаздывания подсвечивающих импульсов, создающих линии ориентиров, можно изменять путем увеличения или уменьшения величины управляющего напряжения. Изменение указанного напряжения осуществляется при помощи потенциометра «горизонт выше — ниже», расположенного на пульте управления прицелом РП-1. При повороте ручки потенциометра в ту или другую сторону линии ориентиров смещаются вверх

полусфере зоны обзора), то на индикатор поступают видеоимпульсы с отводов в средней части линии задержки и в конце ее, а на экране при этом будет видна отметка цели в виде горизонтальной черточки и вертикальная метка, расположенная над отметкой цели (метка «верх»). Если же импульс цели принимается нижним рефлектором обзорной антенны (цель находится в нижней полусфере зоны обзора), то на индикатор поступают видеоимпульсы с отводов в начале линии задержки и в средней части линии. В результате этого на экране индикатора будет видна отметка цели с вертикальной меткой, расположенной ниже отметки цели (метка

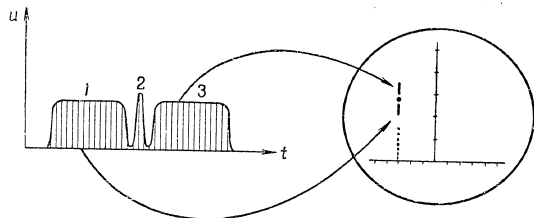


Рис. 29. Вид меток на экране индикатора, образованных импульсами 1, 2 и 3

«низ»). При обнаружении цели, находящейся в плоскости полета истребителя-перехватчика, на экране индикатора будет видна отметка цели с вертикальными метками и сверху и снизу (метки «верх» и «низ», рис. 30).

По меткам «верх — низ» летчик может ориентировочно судить о положении цели в вертикальной плоскости относительно продольной оси самолета. На рис. 30 показан характер отметки цели при различных положениях цели в зоне обзора. Так как появление меток «верх» или «низ» зависит только от того, каким рефлектором обзорной антенны облучается в данный момент цель, то указанные метки вовсе не означают, что цель находится на большей или меньшей высоте относительно истребителя-перехватчика. Появление меток «верх» или «низ» означает, что цель расположена выше или ниже плоскости полета самолета, т. е. плоскости, проходящей через продольную и поперечную оси самолета. Может иметь место, например, случай, когда цель будет находиться на высоте, превышающей высоту полета истребителя-перехватчика, а на экране индикатора появится отметка цели с

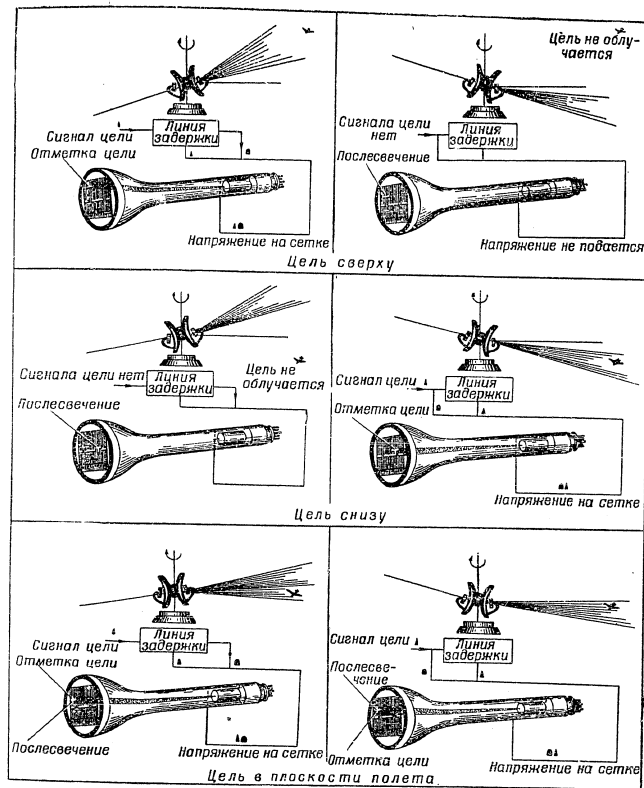


Рис. 30. Метки «верх — низ»

находящуюся в схеме меток «верх — низ». Линия задержки представляет собой электрическую цепь, состоящую из ряда индуктивностей и емкостей. Указанная электрическая цепь обладает способностью увеличивать время прохождения видеоимпульса от приемника к индикатору. При этом длительность видеоимпульса, т. е. промежуток времени действия напряжения импульса, остается неизменной. Линия задержки, помещенная в схеме меток «верх — низ», имеет три отвода: один — в начале линии, другой — в конце линии и третий — в средней части линии. Видеоимпульс, снимаемый с отвода в средней части линии задержки, где время задержки

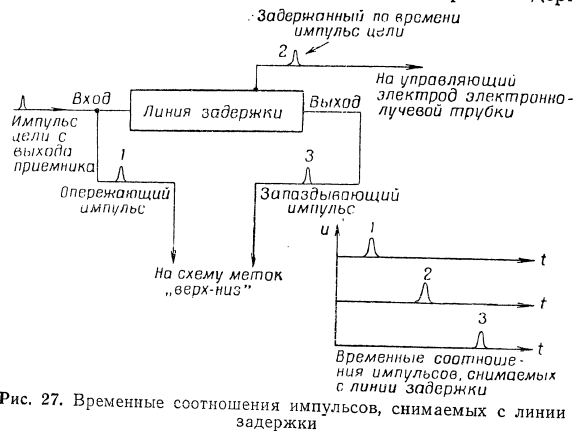


Рис. 27. Временные соотношения импульсов, снимаемых с линии задержки

импульса составляет  $\frac{2}{3}$  общего времени задержки всей линии, подается на управляющий электрод электроннолучевой трубки индикатора, создавая на экране отметку цели в виде горизонтальной черточки. Видеоимпульсы, снимаемые с отводов в начале линии задержки и в конце, подаются в схему меток «верх — низ» (рис. 27). При этом видеоимпульс, снимаемый с отвода в начале линии задержки, опережает по времени видеоимпульс, снимаемый с отвода в средней части линии, а видеоимпульс, снимаемый с отвода в конце линии задержки, наоборот, запаздывает по времени относительно видеоимпульса, снимаемого с отвода в средней части линии. Специальное коммутирующее устройство обеспечивает прохождение на схему меток «верх — низ» видеоимпульса, с-

маемого с отвода в начале линии задержки, если импульс цели принимается нижним рефлектором обзорной антенны. Если же импульс цели принимается верхним рефлектором обзорной антенны, то указанное коммутирующее устройство обеспечивает прохождение на схему «верх — низ» только видеоимпульса, снимаемого с отвода в конце линии задержки. Если цель находится в зоне перекрытия, то импульсы цели принимают оба рефлектора обзорной антенны и на схему меток «верх — низ» проходят видеоимпульсы как с отвода в начале линии задержки, так и с отвода в конце линии за-

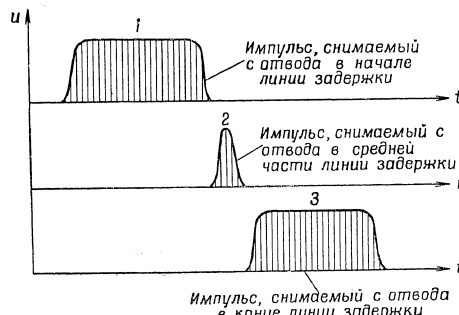


Рис. 28. Вид и временные соотношения импульсов, снимаемых со схемы меток «верх — низ» и с линии задержки

При прохождении схемы меток «верх — низ» видеоимпульсы, снимаемые с отводов в начале и в конце линии задержки, растягиваются по длительности специальным ламповым устройством. Что касается видеоимпульса, снимаемого с отвода в средней части линии задержки, то его длительность остается неизменной, равной 0,5 мксек (рис. 28).

Если указанные три импульса подать на управляющий электрод электроннолучевой трубки, то при движении электронного луча снизу вверх на экране появится сначала светящаяся вертикальная черточка, образованная импульсом 1, затем точка, образованная импульсом 2 и, наконец, снова вертикальная черточка, образованная импульсом 3 (рис. 29).

Таким образом, если импульс цели принимается верхним рефлектором обзорной антенны (цель находится в верхней

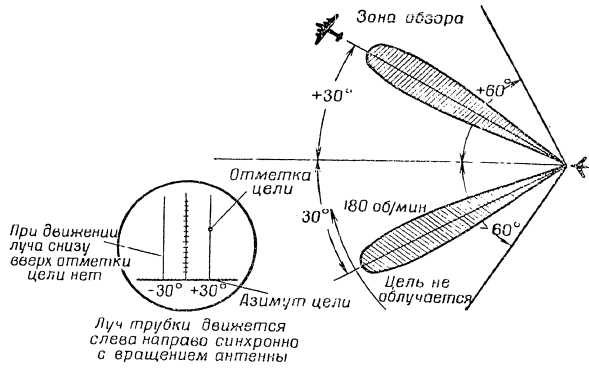


Рис. 25. Принцип определения азимута цели

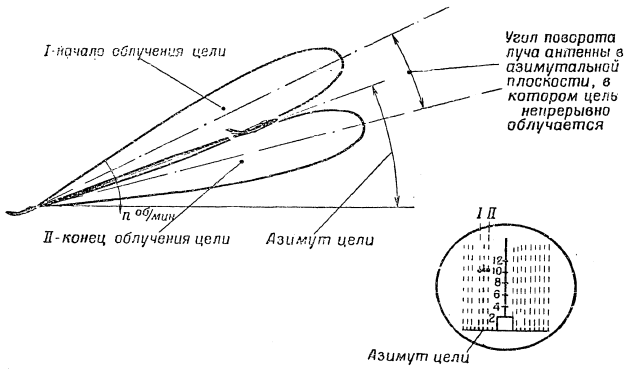


Рис. 26. Образование отметки цели в виде горизонтальной черточки

рывно облучается, отметка цели будет представлять собой ряд сливающихся одна с другой светящихся точек, образующих сплошную горизонтальную отметку. Длина указанной отметки цели на экране индикатора соответствует ширине луча обзорной антенны в горизонтальной плоскости.

### Определение угла места цели

Выше было указано, что для определения угла места обнаруженной цели обычно требуется специальный индикатор с разверткой «дальность — угол места» (индикатор типа Е — см. рис. 17). Однако ввиду невозможности размещения в кабине истребителя-перехватчика нескольких индикаторов и сложности наблюдения за ними в процессе поиска воздушных целей в радиолокационном прицеле РП-1 используется только один индикатор с разверткой типа «азимут — дальность» (типа В), т. е. индикатор, позволяющий определять только азимут и дальность обнаруженной цели. Поэтому для определения угла места цели используется кодированная отметка угла места цели, которая дает летчику возможность ориентировочно оценить положение цели в вертикальной плоскости относительно продольной оси самолета. Кодирование отметки угла места цели сводится к следующему. Если цель находится в верхней полусфере зоны обзора, то она, как уже было ранее сказано, облучается верхним рефлектором обзорной антенны. В этом случае на экране индикатора к горизонтальной отметке цели добавляется вертикальная черточка сверху, так называемая метка «верх». Если цель находится в нижней полусфере зоны обзора, то она облучается нижним рефлектором обзорной антенны и на экране индикатора к горизонтальной отметке цели добавляется вертикальная черточка снизу, так называемая метка «низ». Если же цель находится в зоне перекрытия ( $\pm 3^\circ$  относительно продольной оси самолета в вертикальной плоскости), то она облучается и верхним и нижним рефлекторами обзорной антенны, и на экране индикатора к горизонтальной отметке цели добавляются вертикальные черточки и сверху и снизу — метки «верх — низ» (симметричные метки).

Для создания указанных вертикальных черточек (штрихов) используется специальное устройство, называемое схемой меток «верх — низ», которое размещено в блоке развертки по дальности. Принцип работы указанного устройства заключается в следующем: импульс цели (видеоимпульс) с выхода приемника подается на управляющий электрод электроннолучевой трубки через специальную линию задержки,

катора будет прочерчиваться слабо светящаяся вертикальная линия (линия развертки луча по дальности). Перемещение вертикальной линии развертки слева направо по экрану индикатора получается в результате вращения обзорной антенны и осуществляется при помощи сельсинной электрической связи между обзорной антенной и блоком развертки луча электроннолучевой трубки по азимуту.

Таким образом, благодаря большому послесвечению экрана электроннолучевой трубки, используемой в индикаторе прицела РП-1, летчик будет видеть изображение плана всей осматриваемой зоны пространства.

Принятые обзорной антенной сигналы после соответствующего преобразования и усиления в приемнике попадают на управляющий электрод электроннолучевой трубки. В результате этого интенсивность электронного луча в момент получения отраженного сигнала резко возрастает и на экране индикатора появляется яркая светящаяся отметка, положение которой соответствует положению цели относительно продольной оси самолета.

#### Определение дальности до цели

Дальность до цели определяется путем измерения времени, в течение которого излученный передатчиком импульс проходит расстояние от самолета до цели и обратно. Время прохождения импульса, излученного передатчиком, до цели и обратно определяется расстоянием между началом вертикальной линии развертки луча электроннолучевой трубки до светящейся отметки, соответствующей моменту приема отраженного от цели импульса.

В радиолокационном прицеле РП-1 движение электронного луча по экрану снизу вверх происходит в течение 80 мксек. За это время импульс, излученный передатчиком, проходит расстояние от самолета до максимально удаленной цели, находящейся на расстоянии 12 км от самолета, и возвращается обратно. Следовательно, если светящаяся отметка, соответствующая моменту приема отраженного от цели импульса, появится в конце линии развертки электронного луча по дальности (т. е. через 80 мксек), то это будет означать, что обнаруженная цель находится на дальности, равной 12 км; если же светящаяся отметка появится в середине вертикальной линии развертки электронного луча по дальности, то время распространения импульса передатчика до цели и обратно будет равно 40 мксек, что соответствует дальности до цели 6 км. Таким образом, каждому данному

положению электронного луча на вертикальной линии развертки при его движении по экрану снизу вверх соответствует определенная дальность до цели. Для отсчета дальности до цели на экране индикатора нанесена вертикальная шкала, называемая шкалой дальности. Шкала дальности проградуирована в километрах (см. рис. 24).

#### Определение азимута цели. Характер отметки цели на экране индикатора

Для определения одновременно с дальностью и азимута цели на отклоняющуюся систему электроннолучевой трубки подается пилообразное напряжение, вырабатываемое в блоке разверток электронного луча по азимуту. Величина пилообразного напряжения, подаваемого на отклоняющую систему трубки, в каждый данный момент пропорциональна углу поворота обзорной антенны от  $-60^\circ$  до  $+60^\circ$  (т. е. азимуту обзорной антенны). Поэтому каждому данному положению обзорной антенны относительно продольной оси самолета будет соответствовать определенная величина отклонения вертикальной линии развертки слева направо по экрану, т. е. вертикальная линия развертки при движении слева направо по экрану осуществляет слежение за величиной угла поворота обзорной антенны по азимуту относительно продольной оси самолета. Такая синхронизация вращения обзорной антенны по азимуту с движением вертикальной линии развертки слева направо по экрану дает возможность летчику определить азимут обнаруженной цели относительно продольной оси самолета. Отсчет азимута цели производится по горизонтальной шкале на экране индикатора, проградуированной в градусах (см. рис. 24).

Таким образом, в момент появления на экране индикатора светящейся отметки цели угол поворота обзорной антенны будет соответствовать азимуту обнаруженной цели (рис. 25).

Отметка цели на экране индикатора имеет вид ярко светящейся горизонтальной черточки, которая создается за счет того, что ширина луча обзорной антенны в горизонтальной плоскости равна  $5^\circ$  и облучение цели начинается с момента, когда ось рефлектора обзорной антенны подходит на  $2,5^\circ$  к цели, и заканчивается после того, как луч обзорной антенны полностью «сойдет» с цели (рис. 26).

В результате этого в процессе перемещения вертикальной линии развертки слева направо по экрану в пределах такого угла поворота обзорной антенны, при котором цель непре-

катора будет прочерчиваться слабо светящаяся вертикальная линия (линия развертки луча по дальности). Перемещение вертикальной линии развертки слева направо по экрану индикатора получается в результате вращения обзорной антенны и осуществляется при помощи сельсинной электрической связи между обзорной антенной и блоком развертки луча электроннолучевой трубки по азимуту.

Таким образом, благодаря большому послесвечению экрана электроннолучевой трубки, используемой в индикаторе прицела РП-1, летчик будет видеть изображение плана всей осматриваемой зоны пространства.

Принятые обзорной антенной сигналы после соответствующего преобразования и усиления в приемнике попадают на управляющий электрод электроннолучевой трубки. В результате этого интенсивность электронного луча в момент получения отраженного сигнала резко возрастает и на экране индикатора появляется яркая светящаяся отметка, положение которой соответствует положению цели относительно продольной оси самолета.

#### Определение дальности до цели

Дальность до цели определяется путем измерения времени, в течение которого излученный передатчиком импульс проходит расстояние от самолета до цели и обратно. Время прохождения импульса, излученного передатчиком, до цели и обратно определяется расстоянием между началом вертикальной линии развертки луча электроннолучевой трубки до светящейся отметки, соответствующей моменту приема отраженного от цели импульса.

В радиолокационном прицеле РП-1 движение электронного луча по экрану снизу вверх происходит в течение 80 мксек. За это время импульс, излученный передатчиком, проходит расстояние от самолета до максимально удаленной цели, находящейся на расстоянии 12 км от самолета, и возвращается обратно. Следовательно, если светящаяся отметка, соответствующая моменту приема отраженного от цели импульса, появится в конце линии развертки электронного луча по дальности (т. е. через 80 мксек), то это будет означать, что обнаруженная цель находится на дальности, равной 12 км; если же светящаяся отметка появится в середине вертикальной линии развертки электронного луча по дальности, то время распространения импульса передатчика до цели и обратно будет равно 40 мксек, что соответствует дальности до цели 6 км. Таким образом, каждому данному

положению электронного луча на вертикальной линии развертки при его движении по экрану снизу вверх соответствует определенная дальность до цели. Для отсчета дальности до цели на экране индикатора нанесена вертикальная шкала, называемая шкалой дальности. Шкала дальности проградуирована в километрах (см. рис. 24).

#### Определение азимута цели. Характер отметки цели на экране индикатора

Для определения одновременно с дальностью и азимута цели на отклоняющуюся систему электроннолучевой трубки подается пилообразное напряжение, вырабатываемое в блоке разверток электронного луча по азимуту. Величина пилообразного напряжения, подаваемого на отклоняющую систему трубки, в каждый данный момент пропорциональна углу поворота обзорной антенны от  $-60^\circ$  до  $+60^\circ$  (т. е. азимуту обзорной антенны). Поэтому каждому данному положению обзорной антенны относительно продольной оси самолета будет соответствовать определенная величина отклонения вертикальной линии развертки слева направо по экрану, т. е. вертикальная линия развертки при движении слева направо по экрану осуществляет слежение за величиной угла поворота обзорной антенны по азимуту относительно продольной оси самолета. Такая синхронизация вращения обзорной антенны по азимуту с движением вертикальной линии развертки слева направо по экрану дает возможность летчику определить азимут обнаруженной цели относительно продольной оси самолета. Отсчет азимута цели производится по горизонтальной шкале на экране индикатора, проградуированной в градусах (см. рис. 24).

Таким образом, в момент появления на экране индикатора светящейся отметки цели угол поворота обзорной антенны будет соответствовать азимуту обнаруженной цели (рис. 25).

Отметка цели на экране индикатора имеет вид ярко светящейся горизонтальной черточки, которая создается за счет того, что ширина луча обзорной антенны в горизонтальной плоскости равна  $5^\circ$  и облучение цели начинается с момента, когда ось рефлектора обзорной антенны подходит на  $2,5^\circ$  к цели, и заканчивается после того, как луч обзорной антенны полностью «сойдет» с цели (рис. 26).

В результате этого в процессе перемещения вертикальной линии развертки слева направо по экрану в пределах такого угла поворота обзорной антенны, при котором цель непре-



Если в зоне обзора прицела РП-1 окажется цель, то она обязательно будет облучена электромагнитной энергией высокочастотного импульса, излученного обзорной антенной. Часть отраженной от цели электромагнитной энергии воспринимается тем же рефлектором обзорной антенны, который в данный момент облучает цель. Принятый одним из рефлекторов обзорной антенны отраженный импульс по волноводам подается непосредственно в приемник, где он усиливается

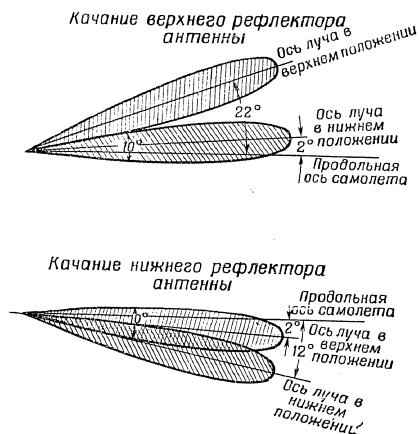


Рис. 23. Качание верхнего и нижнего рефлекторов антенны

и преобразуется в видеосигнал. Переключение обзорной антенны в режим приема с передатчика на приемник осуществляется антенным коммутатором (переключателем).

Приемник радиолокационного прицела РП-1 работает по принципу супергетеродинного приема. В качестве гетеродина используется клистронный генератор, который генерирует непрерывные электромагнитные колебания частотой на 30 мгц больше, чем частота принимаемых сигналов. Сигнал, отраженный от цели, и непрерывный сигнал гетеродина подаются на кристаллический детектор, на котором в результате сложения частот указанных сигналов выделяется сигнал

промежуточной частоты. На этой частоте происходит основное усиление принятого сигнала до определенной величины. Усиленный сигнал детектируется, и с выхода детектора снимается так называемый видеосигнал, или импульс напряжения. Процесс детектирования сигнала промежуточной частоты сводится к выделению огибающей этого сигнала, иными словами, при детектировании отфильтровывается промежуточная частота сигнала и выделяется его огибающая — видеосигнал. В последующих каскадах происходит усиление амплитуды видеосигнала, после чего он подается на управляющий электрод электроннолучевой трубки индикатора.

#### Индикация цели на экране обзорного индикатора радиолокационного прицела РП-1

На экране индикатора радиолокационного прицела РП-1 создается развертка типа «азимут — дальность». По горизонтальной шкале отсчитывается азимут цели, а по вертикальной шкале — дальность до цели (рис. 24). Для создания

такой развертки магнитная отклоняющая система заставляет луч электроннолучевой трубки равномерно отклоняться снизу вверх, создавая на экране развертку по дальности, и слева направо, создавая на экране развертку по азимуту. Отклонение луча электроннолучевой трубки снизу вверх начинается в момент излучения передатчиком высокочастотного импульса и продолжается до тех пор, пока луч не достигнет крайнего верхнего положения на экране индикатора. После этого луч электроннолучевой трубки практически мгновенно возвращается в первоначальное положение. Излучение передатчиком второго импульса приведет к повторению процесса отклонения луча снизу вверх и обратно. Таким образом, процесс движения луча снизу вверх и обратно будет повторяться с частотой, равной частоте излучения импульсов передатчиком (2000 раз в секунду). В результате этого на экране инди-

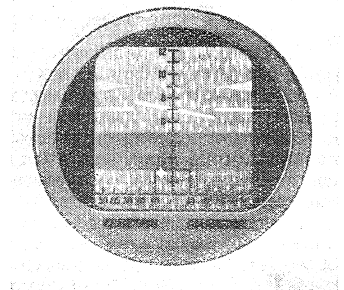


Рис. 24. Вид экрана индикатора радиолокационного прицела РП-1

Для осуществления обзора заданной зоны пространства ( $120^\circ$  по азимуту и  $40^\circ$  по углу места) обзорная антенна, состоящая из двух усеченных параболических рефлекторов, в фокусе каждого из которых помещен рупорный излучатель, вращается в горизонтальной плоскости со скоростью 180 об/мин. Одновременно с вращением обзорной антенны периодически изменяется угол наклона каждого рефлектора. Один из рефлекторов — верхний, осуществляющий обзор верхней полусферы, поднимается на угол  $20^\circ$  (от  $+2^\circ$  до  $+22^\circ$ ), другой рефлектор — нижний, осуществляющий обзор нижней полусферы, опускается на угол  $10^\circ$  (от  $-2^\circ$  до  $-12^\circ$ ). После отклонения в соответствующие крайние положения каждый рефлектор быстро возвращается в исходное

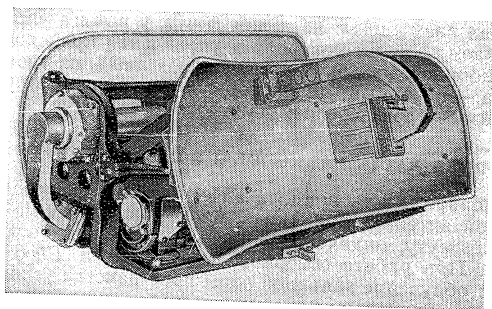


Рис. 21. Обзорная антенна AP18-1 (вид сбоку)

положение. Подъем верхнего рефлектора на угол  $20^\circ$  производится за 4 оборота обзорной антенны, а опускание нижнего рефлектора на угол  $10^\circ$  — за два оборота обзорной антенны.

Оси рефлекторов обзорной антенны сдвинуты одна относительно другой на угол  $180^\circ$  по азимуту и имеют различные углы наклона относительно продольной оси самолета в вертикальной плоскости. Ось верхнего рефлектора в исходном положении составляет с продольной осью самолета угол  $+2^\circ$  в вертикальной плоскости, а ось нижнего рефлектора — угол  $-2^\circ$ .

Для того, чтобы энергия излучалась только в пределах зоны  $\pm 60^\circ$  по азимуту, специальный коммутатор, находящийся внутри вращающегося сочленения обзорной антенны с волноводом, подает энергию на тот рефлектор, который в

данный момент находится в рабочем положении. Иначе говоря, энергия подается на тот рефлектор, ось которого в данный момент проходит угол от  $-60^\circ$  до  $+60^\circ$  по азимуту относительно продольной оси самолета. Другой рефлектор в это время энергию не излучает (рис. 22). Таким образом, облучение верхней и нижней полусфер зоны обзора производится поочередно каждым рефлектором при вращении обзорной антенны.

При обзоре заданной зоны пространства верхним и нижним рефлекторами обзорной антенны в вертикальной плоскости образуется зона пространства шириной  $\pm 3^\circ$  относительно

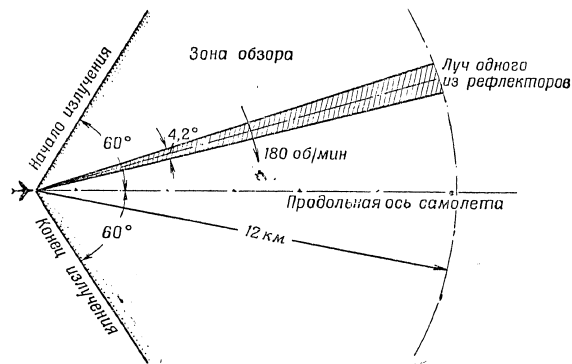


Рис. 22. Схема облучения зоны обзора по азимуту

продольной оси самолета, которая облучается поочередно как верхним, так и нижним рефлекторами. Эта зона, получившая название **зоны перекрытия**, создается за счет того, что ширина диаграммы направленности каждого из рефлекторов обзорной антенны в вертикальной плоскости равна  $10,2^\circ$ , а оси рефлекторов обзорной антенны в исходном (начальном) положении составляют с продольной осью самолета углы: верхний  $+2^\circ$ , а нижний  $-2^\circ$  (рис. 23).

Время «просмотра» всей зоны обзора определяется верхним рефлектором обзорной антенны, который «просматривает» верхнюю полусферу зоны обзора за 4 оборота обзорной антенны. При скорости вращения обзорной антенны, равной 180 об/мин, время полного обзора заданной зоны составляет 1,33 сек.

## Основн

Сред  
 --- И  
 --- Т  
 Зона  
 самолет  
 --- п  
 --- п  
 Врем  
 Ради  
 Разр  
 --- п  
 --- п  
 Мак  
 ния цел  
 Зона  
 углу ме  
 Разр  
 --- г  
 --- г  
 Дли  
 Мо  
 Дли  
 Час  
 Ско  
 Ши

Ши  
 ---  
 ---  
 Ии,  
 ---  
 кой уг.  
 ---  
 ---  
 Мо  
 Ве  
 Ра  
 ных ч

36

целя позволяет: обнаруживать цели, определять положение цели относительно своего самолета и производить сближение с ней до дистанции 2000 м с целью занятия исходного положения для атаки. Прицельная часть РП-1 позволяет производить слежение за целью по угловым координатам и дальности и прицеливание при помощи оптического прицела АСП-Зим.

В комплект прицела РП-1 входят 23 блока, из них: 9 блоков составляют обзорную часть, 8 блоков — прицельную часть, 4 блока — канал электронного авнагоризонта, 1 блок — преобразователь МА-1500 и 1 блок — волноводный тракт (рис. 20).

Блоки размещаются в верхнем переднем отсеке фюзеляжа, под полом кабины, в кабине и за приборной доской. В кабине размещены: на левом борту, у рычага управления двигателем — пульт контроля и управления прицелом РП-1; над приборной доской, правее оси фюзеляжа, на уровне глаз летчика — обзорный индикатор; за оптическим прицелом АСП-Зим — блок передачи данных.

## ОБЗОРНАЯ ЧАСТЬ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ПРИЦЕЛА РП-1

Обзорная часть прицела РП-1 состоит из передатчика, обзорной антенны, приемника, блоков разверток по дальности и азимуту, индикатора и ряда других вспомогательных блоков. При работе обзорной части прицел РП-1 осуществляет облучение заданной зоны пространства узким лучом электромагнитной энергии, прием отраженных сигналов от целей, находящихся в зоне обзора, и индикацию их на экране индикатора.

## Облучение целей и прием отраженных сигналов

Для облучения заданной зоны пространства электромагнитной энергией высокочастотных колебаний передатчик прицела РП-1 вырабатывает (генерирует) высокочастотные импульсы мощностью 50—60 квт и длительностью 0,5 мксек. Генерирование указанных высокочастотных импульсов производится многокамерным магнетронным генератором, который является основным элементом передатчика. Созданные передатчиком импульсы по волноводам поступают в обзорную антенну (рис. 21) и излучаются в пространство. Вся излучаемая энергия концентрируется обзорной антенной в узкий луч шириной  $4,2^\circ$  в горизонтальной плоскости и  $10,2^\circ$  в вертикальной.

37

СЕКРЕТНО

Вклейка № 2 к книге «Методическое пособие по обучению летного состава истребительной авиации на самолетах-перехватчиках МИГ-17п», Военназдат, 1954.

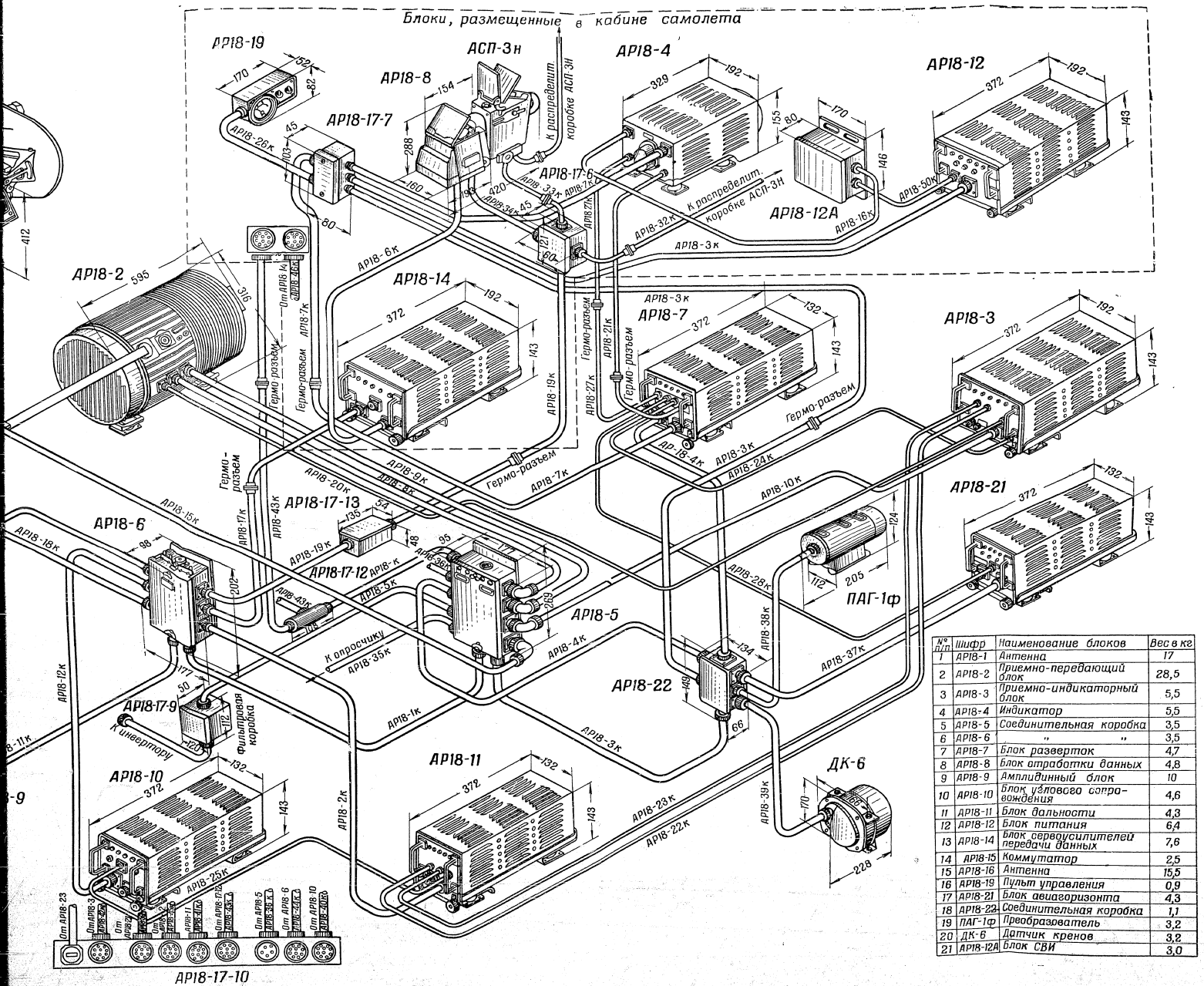


Рис. 20. Кабельная блок-схема радиолокационного прицела РП-1

СЕКРЕТНО

Вилка № 2 к книге «Методическое пособие по обучению летного состава истребительной авиации на самолетах-перехватчиках МИГ-17», Воениздат, 1954.

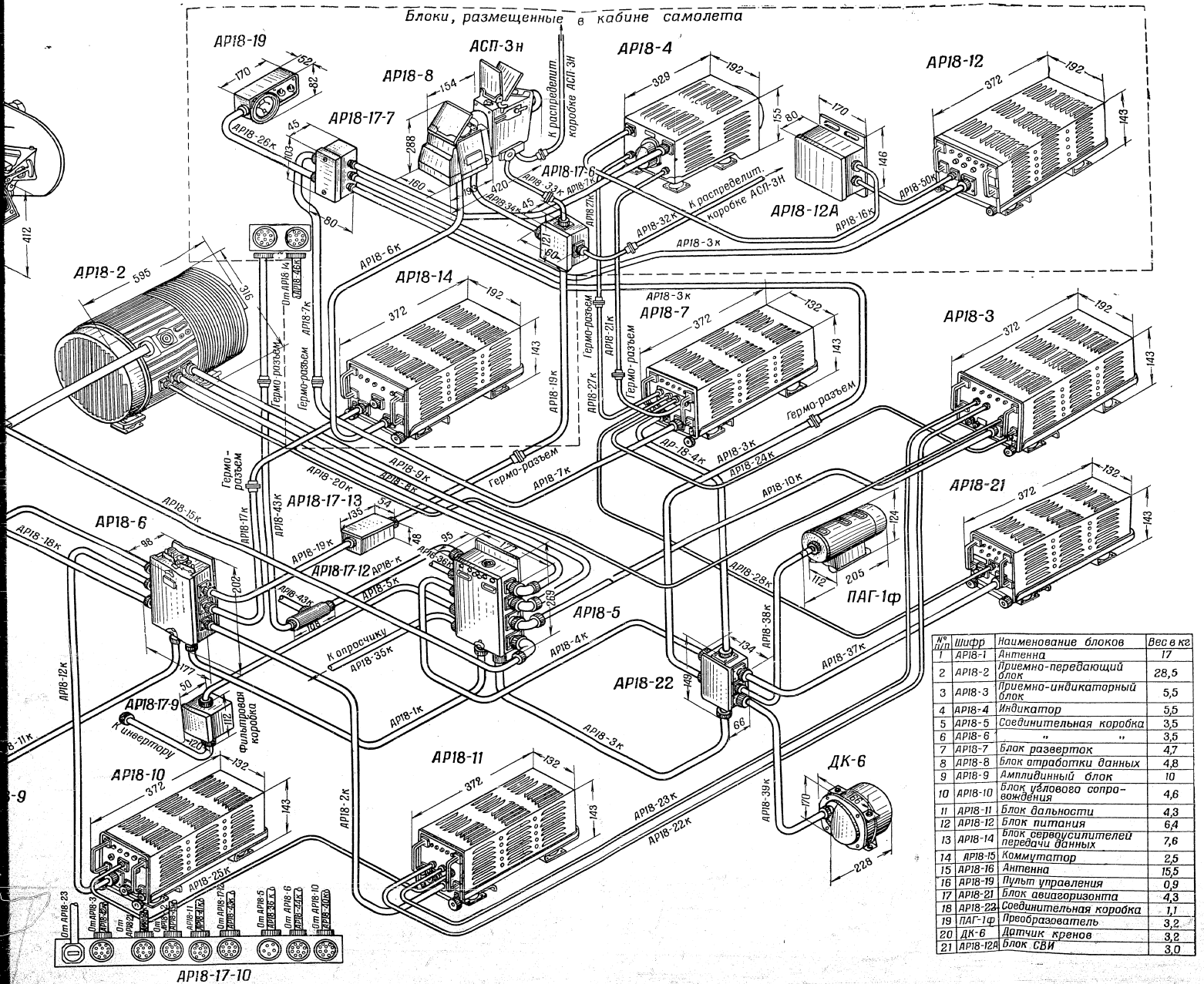


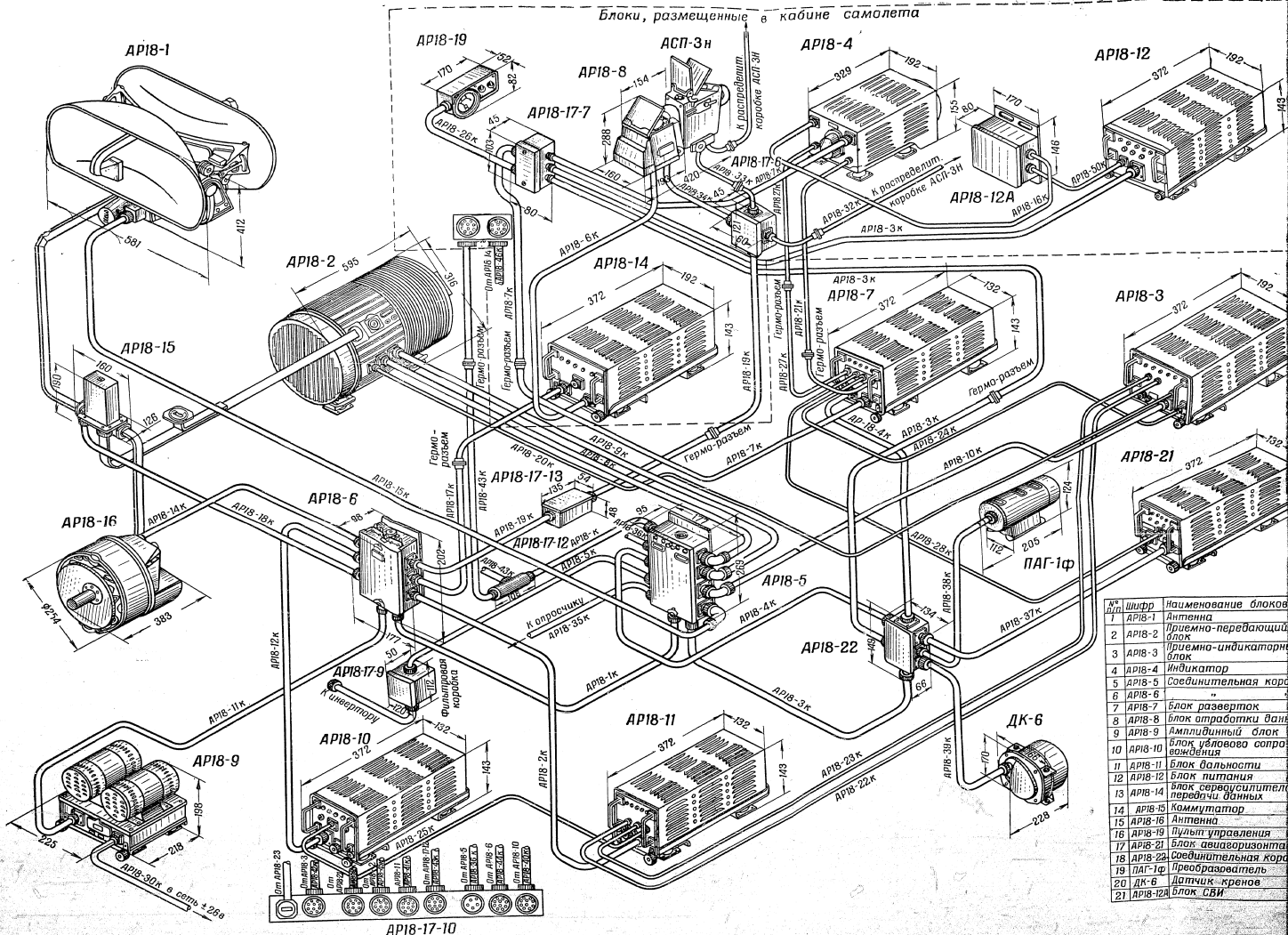
Рис. 20. Кабельная блок-схема радиолокационного прицела РР-1

ОИНОГО  
етов:  
ной оси

вожде-  
мугу и  
± 12°  
д.  
ц).  
н.  
тены:  
ны —  
тены:  
тмет-  
0 кг.  
снов-  
при-

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/05/20 : CIA-RDP81-01043R004500180007-1

СЕКРЕТ  
Вклейка № 2 к книге «Методическое пособие по обучению летного состава пилотов в авиации на самолетах-перехватчиках МИГ-17П». Воениздат, 1954.



№ п/п	Шифр	Наименование блоков
1	AP18-1	Антенна
2	AP18-2	Премно-передающий блок
3	AP18-3	Премно-индикаторный блок
4	AP18-4	Индикатор
5	AP18-5	Соединительная коробка
6	AP18-6	
7	AP18-7	Блок разверток
8	AP18-8	Блок обработки данных
9	AP18-9	Амплитудный блок
10	AP18-10	Блок управления сопряжением
11	AP18-11	Блок дальности
12	AP18-12	Блок питания
13	AP18-14	Блок соединительных проводов
14	AP18-15	Коммутатор
15	AP18-16	Антенна
16	AP18-19	Пульт управления
17	AP18-21	Блок формирования
18	AP18-22	Соединительная коробка
19	ПАГ-1Ф	Преобразователь
20	ДК-6	Датчик кренов
21	AP18-12А	Блок СВЧ

Рис. 20. Кабельная блок-схема радиолокационного приёма РП-1

Зак. 705с

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/05/20 : CIA-RDP81-01043R004500180007-1

### Основные тактико-технические данные радиолокационного прицела РП-1

- Средняя дальность обнаружения одиночных самолетов:  
 — Ил-28: днем — 6—7 км; ночью — 7—8 км;  
 — Ту-4: днем — 8—9 км; ночью — 10—11 км.
- Зона обзора пространства (относительно продольной оси самолета):  
 — по азимуту  $\pm 60^\circ$ ;  
 — по углу места  $+26^\circ$  и  $-14^\circ$ .
- Время просмотра всей зоны обзора — 1,33 сек.  
 Радиус мертвой зоны — 250 м.  
 Разрешающая способность в режиме обзора:  
 — по дальности — 250 м;  
 — по азимуту —  $5^\circ$ .
- Максимальная дальность автоматического сопровождения цели — 2000 м.  
 Зона автоматического сопровождения цели по азимуту и углу места (относительно продольной оси самолета) —  $\pm 12^\circ$ .
- Разрешающая способность в режиме прицеливания:  
 — по дальности — 150 м;  
 — по азимуту и углу места —  $\pm 10^\circ$ .
- Длина рабочей волны — около 3,2 см (9370  $\pm$  40 мгц).  
 Мощность передатчика в импульсе — 50—60 квт.  
 Длительность импульса — 0,5 мсек.  
 Частота повторения импульсов — 2000 имп/сек.  
 Скорость вращения обзорной антенны — 180 об/мин.
- Ширина диаграммы направленности обзорной антенны:  
 — в горизонтальной плоскости —  $4,2^\circ$ ;  
 — в вертикальной плоскости —  $10,2^\circ$ .
- Скорость вращения рефлектора прицельной антенны — 2400 об/мин.
- Ширина диаграммы направленности прицельной антенны:  
 — в горизонтальной плоскости —  $9,5^\circ$ ;  
 — в вертикальной плоскости —  $10,2^\circ$ .
- Индикатор:  
 — тип развертки «азимут — дальность» с кодовой отметкой угла места цели;  
 — шкала дальностей — от 0 до 12 км;  
 — шкала азимутов — от  $-60^\circ$  до  $+60^\circ$ .
- Мощность, потребляемая от бортсети 27 в, — 2400 вт.  
 Вес прицела РП-1 с комплектом кабелей — около 180 кг.
- Радиолокационный прицел РП-1 состоит из двух основных частей — обзорной и прицельной. Обзорная часть при-

не  
не  
ю-  
из-  
ль-  
та  
ю-  
лю-  
га,  
ый  
е-  
ий.  
ия  
1;  
аз  
М

а,  
о-  
их  
е-  
м  
т  
ие

и-  
и-  
к-  
к-  
е-  
и  
и

лирует интенсивность электронного луча. При наличии на управляющем электроде сигнала, отраженного от цели, интенсивность электронного потока, проходящего через управляющий электрод, возрастает и на экране трубки появляется ярко светящееся пятно (отметка цели). Индикаторы, дающие на экране трубки яркостные отметки цели, обладают тем недостатком, что яркий дневной свет мешает вести наблюдение за отметками цели на экране. При этом для создания нормальных условий работы оператора (летчика) днем на экран индикатора надевается специальный затемняющий тубус.

Таким образом, работа индикатора, и в частности индикатора дальности, с яркостной отметкой цели сводится к следующему.

При включении радиолокационной станции на электроды электроннолучевой трубки индикатора подаются соответствующие напряжения определенной величины, в результате чего в электроннолучевой трубке создается электронный поток, который движется от катода к экрану. Интенсивность указанного электронного потока, определяемая величиной напряжения на управляющем электроде трубки, достаточна для создания на экране только слабо светящейся точки. В момент излучения импульса передатчиком на отклоняющую систему электроннолучевой трубки подается пилообразное напряжение, которое создает в трубке электрическое или магнитное поле.

Под воздействием электрического или магнитного поля электронный поток (луч) начинает отклоняться с постоянной скоростью от своего первоначального положения. При этом на экране трубки прочерчивается слабо светящаяся прямая линия, называемая линией развертки электронного луча по дальности. Длина указанной линии развертки определяется максимальной величиной (амплитудой) пилообразного напряжения, а время, в течение которого электронный луч прочерчивает эту линию, равно времени прохождения излученного передатчиком импульса до максимально удаленной цели и обратно. Таким образом, длина линии развертки электронного луча на экране в определенном масштабе будет равна максимальной дальности действия радиолокационной станции.

В момент приема отраженный от цели сигнал поступает в приемник радиолокационной станции, преобразуется в видеоимпульс и подается на управляющий электрод электроннолучевой трубки. В результате этого интенсивность электрон-

ного потока (луча) резко возрастает и на экране трубки появляется ярко светящееся пятно (отметка цели). Расстояние между отметкой цели и началом линии развертки электронного луча в определенном масштабе будет равно дальности до обнаруженной цели.

**Электродвигатели** служат для вращения антенны в азимутальной (горизонтальной) плоскости и для качания в угломестной (вертикальной) плоскости.

**Волноводы** служат для передачи энергии высокочастотных колебаний от передатчика к антенне и от антенны к приемнику.

Волноводы представляют собой полые медные трубки. Для уменьшения сопротивления току высокой частоты внутренняя поверхность волноводов посеребрена. Наибольшее распространение в радиолокационной технике получили волноводы прямоугольного сечения, у которых большая сторона равна  $0,60-0,95$  длины волны в свободном пространстве.

### Назначение радиолокационного прицела РП-1

Самолетный радиолокационный прицел РП-1, работающий совместно с полуавтоматическим стрелковым прицелом АСП-3зм, обеспечивает обнаружение воздушных целей и ведение по ним прицельного огня днем в сложных метеорологических условиях и ночью в простых и сложных метеорологических условиях.

Прицел РП-1 позволяет летчику выполнять следующие задачи:

- производить обнаружение визуально не видимых целей, находящихся в передней полусфере на удалении, не превышающем максимальной дальности обнаружения;
- определить положение целей относительно своего самолета по направлению и дальности;
- производить сближение с целью до дистанции 2000 м для занятия исходного положения для атаки;
- вести слежение за целью по угловым координатам и дальности и производить прицеливание при помощи оптического прицела АСП-3зм;
- определить совместно с аппаратурой опознавания государственную принадлежность обнаруженного самолета (свой — чужой).

Выполнение всех перечисленных задач может осуществляться как при видимой, так и при невидимой цели.



пятна на экране трубки. Далее, проходя через первый и второй аноды, на которые подается выпрямленное высокое напряжение (1000—6000 в), электронный поток ускоряет свое движение от катода к экрану трубки и фокусируется в острый сходящийся луч.

Фокусировка электронного потока достигается путем воздействия на него электрических полей с возрастающими потенциалами, создаваемых каждой парой электродов трубки. После выхода из второго анода узкий электронный луч попадает в электрические поля, образованные отклоняющими пластинами. Две пары отклоняющих пластин (горизонтальная и вертикальная) подобно плоским конденсаторам образуют взаимно перпендикулярные электрические поля, которые, действуя на электронный луч, отклоняют его в ту или другую сторону. Если, например, на вертикально отклоняющих пластинах нет никакого заряда, то электронный луч проходит между ними, не изменяя своего направления. При заряде верхней пластины положительным зарядом, а нижней — отрицательным электронный луч немедленно изменит направление своего движения, приблизившись к положительно заряженной пластине. Отклонение электронного луча в сторону положительно заряженной пластины объясняется тем, что электроны, образующие электронный луч, заряжены отрицательно. При изменении полярности зарядов на пластинах электронный луч отклонится в противоположную сторону. Наблюдение за отклонением электронного луча можно вести по перемещению светящегося пятна на экране трубки.

Если к вертикально отклоняющим пластинам подключить источник переменного тока, то светящееся пятно на экране трубки будет совершать колебательные движения вверх и вниз. При достаточно большой частоте переменного тока на экране трубки будет видна сплошная светящаяся вертикальная полоса. Аналогичное действие на электронный луч будут оказывать и горизонтально отклоняющие пластины, которые отклоняют его в горизонтальном направлении. При одновременной подаче переменного напряжения на обе пары отклоняющих пластин на экране трубки можно получить самые различные типы разверток электронного луча, наиболее употребительные из которых приведены на рис. 17.

Конструкция электроннолучевых трубок с магнитным управлением электронным лучом несколько проще, чем конструкция электроннолучевых трубок с электростатическим управлением. Способ получения электронного луча и управление интенсивностью этого луча такие же, как и в трубке

с электростатическим управлением. Фокусировка и отклонение электронного луча в трубке с магнитным управлением производятся при помощи магнитного поля, создаваемого электромагнитами. Электромагниты расположены вокруг горловины трубки (рис. 19). Электромагниты, предназначенные для управления отклонением электронного луча в горизонтальной и вертикальной плоскостях, представляют собой две пары катушек; каждая катушка в паре соединена между собой последовательно. Катушки располагаются вокруг горловины трубки таким образом, чтобы их оси были взаимно перпендикулярны. При прохождении тока через одну или

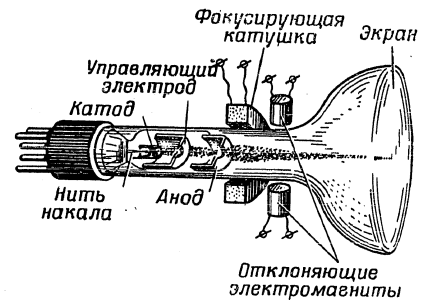


Рис. 19. Электроннолучевая трубка с электромагнитным управлением

другую пару катушек между ними создается магнитное поле, которое заставляет электронный луч отклоняться от первоначального направления в плоскости, перпендикулярной направлению магнитного поля.

Электроннолучевые трубки с магнитным управлением нашли широкое применение в индикаторах радиолокационных станций благодаря своим преимуществам перед трубками с электростатическим управлением. К числу преимуществ трубок с магнитным управлением относятся: четкость яркостной отметки цели, меньшая длина трубки, простота конструкции и большая прочность.

В современных индикаторах очень широкое распространение получил способ так называемой яркостной отметки цели. Этот способ заключается в том, что отраженный целью сигнал с выхода приемника подается на управляющий электрод электроннолучевой трубки, который, как известно, регу-

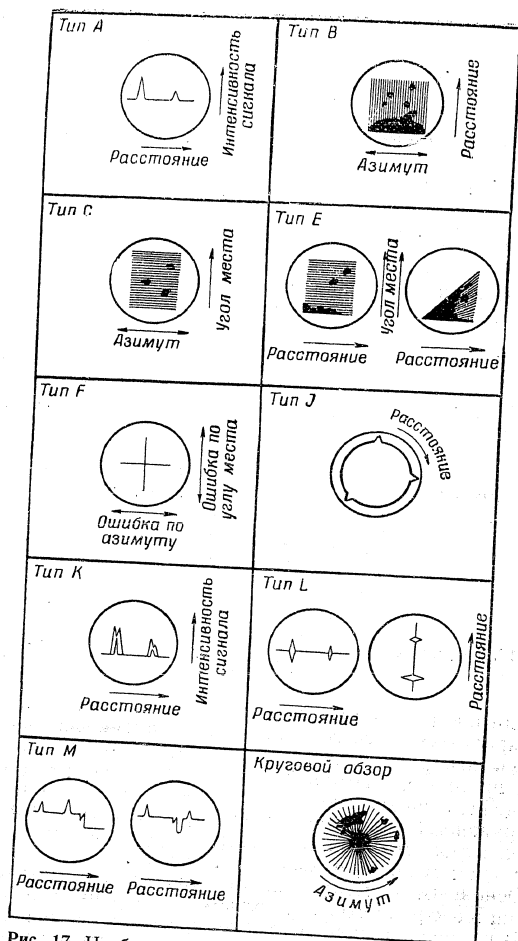


Рис. 17. Наиболее употребительные типы разверток электроннолучевых индикаторов

работы простейшей электроннолучевой трубки с электростатическим управлением электронным лучом (рис. 18).

Электроннолучевая трубка представляет собой стеклянную конусообразную колбу, внутри которой помещены: нить накала, подогревный катод, управляющий электрод, первый и второй ускоряющие аноды, горизонтально и вертикально отклоняющие пластины. Внутренняя сторона передней части трубки (экран) покрыта специальным составом, который обладает свойством засвечиваться в том месте, где ударяются электроны. Свечение происходит за счет превращения кинетической энергии движущихся электронов в световую при

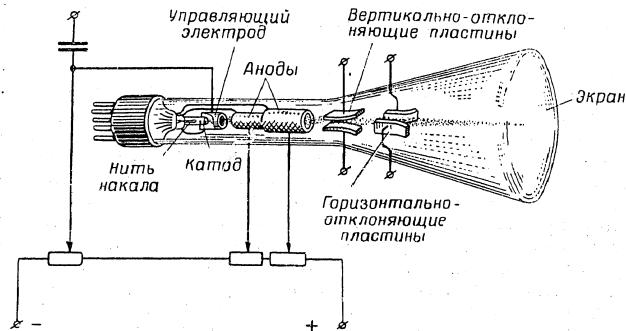


Рис. 18. Устройство и схема включения электроннолучевой трубки с электростатическим управлением

столкновении их с поверхностью указанного состава. В результате этого на экране электроннолучевой трубки появляется светящееся пятно, расположение которого зависит от направления электронного луча. При отклонении электронного луча в ту или иную сторону светящееся пятно перемещается по экрану в сторону отклонения луча.

Работает электроннолучевая трубка следующим образом. При подключении нити накала к источнику питания катод нагревается и начинает излучать поток электронов. Интенсивность электронного потока регулируется управляющим электродом, действие которого сходно с действием управляющей сетки обычной радиолампы. Изменяя потенциал на управляющем электроде, можно регулировать интенсивность электронного потока, а следовательно, и яркость светящегося

Поочередное подключение антенны к передатчику и к приемнику осуществляется специальными газоразрядными лампами, которые размещены в волноводном тракте радиолокационной станции.

В некоторых радиолокационных станциях, имеющих две и более антенны, наряду с указанным выше антенным коммутатором применяется специальное механическое устройство, которое осуществляет переключение передатчика и приемника с одной антенны на другую. Это механическое устройство также получило название антенного коммутатора.

**Синхронизатор** предназначен для синхронизации (согласования по времени) работы всех блоков радиолокационной станции при помощи специальных пусковых импульсов.

Основным элементом синхронизатора является малоомощный ламповый генератор, вырабатывающий незатухающие колебания синусоидальной формы или импульсы, следующие один за другим через равные промежутки времени. Последующие каскады синхронизатора усиливают эти сигналы и преобразуют их в пусковые импульсы определенной длительности. Пусковые импульсы, вырабатываемые синхронизатором, подаются на модулятор передатчика и на генераторы разверток, в результате чего их работа будет строго синхронизирована между собой. При этом длительность и частота повторения импульсов, вырабатываемых передатчиком и генераторами разверток, будут строго соответствовать длительности и частоте повторения пусковых импульсов (импульсов синхронизации).

**Генераторы разверток** вырабатывают напряжения, которые подаются на отклоняющие системы электроннолучевых трубок. В результате этого происходит отклонение электронного луча пропорционально величине подаваемого напряжения, иначе говоря, происходит развертка электронного луча по экрану индикатора.

Генераторы разверток начинают вырабатывать напряжение в момент поступления на них пусковых импульсов от синхронизатора.

Величины напряжений, вырабатываемых генераторами разверток, возрастают пропорционально времени (по линейному закону) от начального до максимального расчетного значения. После достижения максимального значения, через определенный промежуток времени, каждое из напряжений практически мгновенно падает до начального значения. С поступлением на генераторы разверток последующих пусковых импульсов процесс нарастания напряжений повторяется вновь. Закон изменения напряжения, вырабатываемого каж-

дый из генераторов развертки, в координатах «напряжение — время» напоминает зубья пилы (рис. 16), ввиду чего само напряжение принято называть пилообразным.

**Индикаторы** служат для определения координат цели (дальности, азимута и угла места), находящейся в зоне обзора радиолокационной станции по отраженным от нее сигналам.

Любая радиолокационная станция в зависимости от своего целевого назначения может иметь индикаторы с самыми различными типами разверток электронного луча по экрану. Например, наземные радиолокационные станции могут иметь несколько индикаторов, каждый из которых предназначен для определения величины какой-либо одной координаты цели. В некоторых типах радиолокационных станций

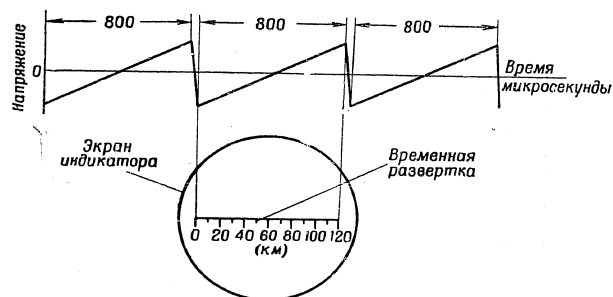


Рис. 16. Вид пилообразного напряжения, применяемого для развертки луча электроннолучевой трубки

тот или иной индикатор может отсутствовать или, наоборот, дублироваться несколькими одноименными индикаторами. Самолетные радиолокационные станции, как правило, имеют один индикатор, который позволяет оператору (летчику) определять три координаты (дальность, азимут и угол места) обнаруженной цели. Наиболее употребительные типы разверток электронного луча индикаторов, применяемых в радиолокационной технике, показаны на рис. 17.

Основным элементом индикаторов с любым типом развертки электронного луча является электроннолучевая трубка. В радиолокационной технике применяются два типа трубок — с электростатическим и магнитным управлением электронным лучом. Рассмотрим кратко конструкцию и принцип

ваемого резонаторами магнетрона, определяется геометрическими размерами резонаторов и может изменяться в очень небольших пределах.

Приемник усиливает принятые антенной слабые отраженные целью импульсы энергии, преобразует эти импульсы в видеоимпульсы (импульсы напряжения) и подает их после соответствующего усиления амплитуды на управляющий электрод или на отклоняющую систему электроннолучевой трубки индикатора.

В радиолокационных станциях применяются приемники супергетеродинного типа, работа которых в отличие от приемников прямого усиления основана на преобразовании частоты поступающих от антенны импульсных сигналов в новую, более низкую частоту, называемую промежуточной частотой. Преобразование частоты поступающих от антенны импульсных сигналов в промежуточную представляет собой процесс сложения двух колебаний с частотами, отличающимися одна от другой на строго определенную величину, и выделения импульсных сигналов результирующей (промежуточной) частоты. В радиолокационном супергетеродинном приемнике преобразование частоты отраженных от цели импульсных сигналов в промежуточную осуществляется в результате сложения колебаний импульсного сигнала, принятого антенной, с колебаниями непрерывного сигнала, создаваемого специальным маломощным генератором — гетеродином.

В сантиметровом диапазоне волн преобразование частоты отраженных импульсных сигналов в промежуточную частоту производится на кристаллическом смесителе, а в качестве гетеродина обычно используется отражательный клистрон. Последующие каскады супергетеродинного радиолокационного приемника, в которых осуществляется усиление импульсного сигнала промежуточной частоты и преобразование его в видеоимпульс, по своему устройству подобны каскадам аналогичного назначения, применяемым в телевизионных приемниках.

Основным преимуществом супергетеродинных приемников по сравнению с приемниками прямого усиления является возможность получения высокой чувствительности. В зависимости от назначения радиолокационной станции чувствительность приемника составляет около 0,15—0,25 микровольта. Для сравнения можно указать, что чувствительность большинства широкополосных приемников на коротковолновом диапазоне равна 100—200 микровольта, т. е. в сотни раз

хуже чувствительности радиолокационных приемников. Напомним, что чувствительностью любого приемника называется та минимальная амплитуда напряжения сигнала, которую необходимо подать на вход приемника, чтобы после соответствующего усиления получить на выходе приемника достаточный для нормальной работы сигнал. Необходимость иметь радиолокационные приемники с высокой чувствительностью объясняется тем, что к антенне радиолокационной станции возвращается лишь незначительная часть энергии, отраженной от дальних целей, и электродвижущая сила, наведенная в антенне, измеряется всего лишь миллионными долями вольта.

Радиолокационные приемники, собранные по супергетеродинной схеме, отличаются от супергетеродинных широкополосных приемников рядом особенностей, связанных с диапазоном волн, на котором они работают, с характером сигналов, применяемых в радиолокации, и с другими специфическими требованиями. Одной из особенностей радиолокационных приемников является то, что у них отсутствует переменная настройка по диапазону. Это объясняется тем, что приемник радиолокационной станции принимает отраженные сигналы, частота которых равна частоте сигналов, излучаемых передатчиком этой же станции. Поэтому радиолокационный приемник может иметь органы для осуществления лишь небольшой подстройки на случай некоторой нестабильности работы передатчика. Хорошая помехоустойчивость, характерная для радиолокационных приемников, объясняется незначительным влиянием атмосферных помех на волнах короче 5 м, наличием антенны остронаправленного действия и синхронной работой передатчика и приемника.

**Антенный коммутатор (переключатель)** предназначен для защиты приемника от мощного импульса передатчика при работе станции в режиме излучения и для записывания входных цепей передатчика при работе станции в режиме приема.

Во время работы радиолокационной станции антенный коммутатор подключает антенну к передатчику в момент излучения, а в промежутки времени между излучениями импульсов отключает антенну от передатчика и подключает ее к приемнику для приема отраженных импульсов. Таким образом, антенный коммутатор (переключатель) дает возможность использовать одну и ту же антенну для излучения мощных импульсов и для приема отраженных от цели сигналов.

ваемого резонаторами магнетрона, определяется геометрическими размерами резонаторов и может изменяться в очень небольших пределах.

**Приемник** усиливает принятые антенной слабые отраженные целью импульсы энергии, преобразует эти импульсы в видеоимпульсы (импульсы напряжения) и подает их после соответствующего усиления амплитуды на управляющий электрод или на отклоняющую систему электроннолучевой трубки индикатора.

В радиолокационных станциях применяются приемники супергетеродинного типа, работа которых в отличие от приемников прямого усиления основана на преобразовании частоты поступающих от антенны импульсных сигналов в новую, более низкую частоту, называемую промежуточной частотой. Преобразование частоты поступающих от антенны импульсных сигналов в промежуточную представляет собой процесс сложения двух колебаний с частотами, отличающимися одна от другой на строго определенную величину, и выделения импульсных сигналов результирующей (промежуточной) частоты. В радиолокационном супергетеродинном приемнике преобразование частоты отраженных от цели импульсных сигналов в промежуточную осуществляется в результате сложения колебаний импульсного сигнала, принятого антенной, с колебаниями непрерывного сигнала, создаваемого специальным маломощным генератором — гетеродином.

В сантиметровом диапазоне волн преобразование частоты отраженных импульсных сигналов в промежуточную частоту производится на кристаллическом смесителе, а в качестве гетеродина обычно используется отражательный клистрон. Последующие каскады супергетеродинного радиолокационного приемника, в которых осуществляется усиление импульсного сигнала промежуточной частоты и преобразование его в видеоимпульс, по своему устройству подобны каскадам аналогичного назначения, применяемым в телевизионных приемниках.

Основным преимуществом супергетеродинных приемников по сравнению с приемниками прямого усиления является возможность получения высокой чувствительности. В зависимости от назначения радиолокационной станции чувствительность приемника составляет около 0,15—0,25 микровольт. Для сравнения можно указать, что чувствительность большинства широкополосных приемников на коротковолновом диапазоне равна 100—200 микровольт, т. е. в сотни раз

хуже чувствительности радиолокационных приемников. Напомним, что чувствительностью любого приемника называется та минимальная амплитуда напряжения сигнала, которую необходимо подать на вход приемника, чтобы после соответствующего усиления получить на выходе приемника достаточный для нормальной работы сигнал. Необходимость иметь радиолокационные приемники с высокой чувствительностью объясняется тем, что к антенне радиолокационной станции возвращается лишь незначительная часть энергии, отраженной от дальних целей, и электродвижущая сила, наведенная в антенне, измеряется всего лишь миллионными долями вольты.

Радиолокационные приемники, собранные по супергетеродинной схеме, отличаются от супергетеродинных широкополосных приемников рядом особенностей, связанных с диапазоном волн, на котором они работают, с характером сигналов, применяемых в радиолокации, и с другими специфическими требованиями. Одной из особенностей радиолокационных приемников является то, что у них отсутствует переменная настройка по диапазону. Это объясняется тем, что приемник радиолокационной станции принимает отраженные сигналы, частота которых равна частоте сигналов, излучаемых передатчиком этой же станции. Поэтому радиолокационный приемник может иметь органы для осуществления лишь небольшой подстройки на случай некоторой нестабильности работы передатчика. Хорошая помехоустойчивость, характерная для радиолокационных приемников, объясняется незначительным влиянием атмосферных помех на волнах короче 5 м, наличием антенны остронаправленного действия и синхронной работой передатчика и приемника.

**Антенный коммутатор (переключатель)** предназначен для защиты приемника от мощного импульса передатчика при работе станции в режиме излучения и для запираания входных цепей передатчика при работе станции в режиме приема.

Во время работы радиолокационной станции антенный коммутатор подключает антенну к передатчику в момент излучения, а в промежутки времени между излучениями импульсов отключает антенну от передатчика и подключает ее к приемнику для приема отраженных импульсов. Таким образом, антенный коммутатор (переключатель) дает возможность использовать одну и ту же антенну для излучения мощных импульсов и для приема отраженных от цели сигналов.

представляет собой цилиндрический анод, изготовленный из красной меди, во внутренней полости которого помещен цилиндрический подогревный катод. С торцевой стороны в аноде прорезано несколько сквозных цилиндрических отверстий, соединенных с внутренней полостью щелями (рис. 13). Сочетания щелей с отверстиями представляют собой своеобразные колебательные контуры (резонаторы), индуктивностями которых являются петли, образованные цилиндрическими отверстиями, а емкостями — щели. Внутри цилиндрического катода помещена нить накала. При подключении нити накала к источнику напряжения определенной величины происходит нагревание катода.

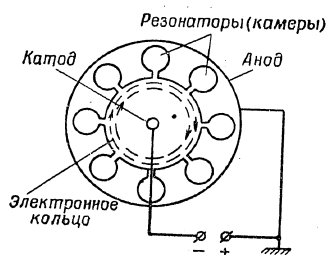


Рис. 13. Схематическое изображение многокамерного магнетрона

Корпус анода вместе с катодом и нитью накала помещается между полюсами постоянного магнита, причем полюса магнита располагаются относительно анода таким образом, что магнитные силовые линии, пронизывающие

внутреннюю полость анода, оказываются параллельными оси анода.

Работа магнетрона происходит следующим образом.

При подаче на катод мощного высоковольтного импульса от модулятора между катодом и анодом создается сильное электрическое поле.

Под воздействием этого поля электроны, вылетающие из раскаленного катода, начинают двигаться прямолинейно в радиальных направлениях к аноду (рис. 14, а). Наряду с электрическим полем на движущиеся электроны будет действовать также и магнитное поле, силовые линии которого перпендикулярны направлению движения электронов. В результате этого траектория полета электронов искривляется. Чем сильнее магнитное поле, тем больше искривляется траектория движения электронов (рис. 14, б и в). Таким образом, электрическое поле заставляет электроны двигаться к аноду, а магнитное поле отклоняет их от прямолинейного пути, стараясь вернуть к катоду.

При соответствующем подборе величин электрического и магнитного полей можно добиться такого положения, что

часть электронов, вылетающих из катода, будет создавать непрерывный электронный поток (электронное кольцо), вращающийся вокруг катода и проходящий вблизи анода. В

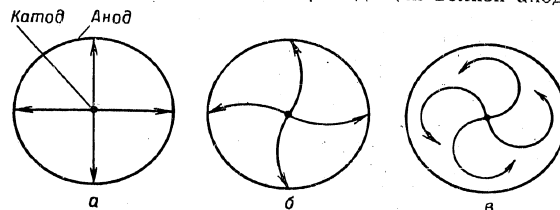


Рис. 14. Схематическое изображение траекторий движения электронов под воздействием электрического и магнитного полей

результате этого электронный поток, пролетая вблизи колебательных контуров (резонаторов) анода, отдает им свою энергию, возбуждая и поддерживая в резонаторах незатухающие колебания высокой частоты. Таким образом, при работе магнетронного генератора энергия движения электронов пере-

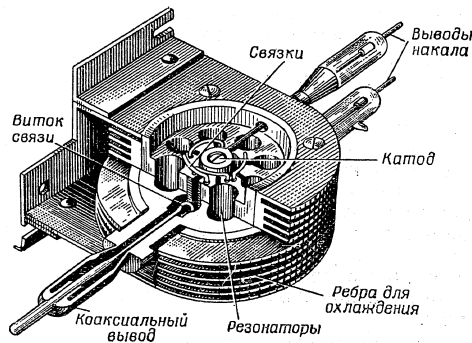


Рис. 15. Разрез многокамерного магнетрона

ходит в энергию электромагнитного поля колебательных контуров (резонаторов). Для вывода электромагнитной энергии из магнетрона и передачи ее на антенну применяется небольшая петля (виток), помещенная в одном из резонаторов (рис. 15). Частота колебаний электромагнитного поля, созда-

- синхронизатора;
- генераторов развертки луча электроннолучевой трубки по дальности, азимуту и углу места;
- индикаторов дальности, азимута и угла места;
- электродвигателей вращения антенны в азимутальной плоскости и качания в вертикальной (угломестной) плоскости;
- волноводов.

Антенна любой радиолокационной станции предназначена для излучения электромагнитной энергии в пространство в виде направленного луча и приема электромагнитной энергии, отраженной от цели.

Антенны, применяемые в радиолокационных станциях, бывают самых различных типов. Тип антенн и их размеры зависят главным образом от рабочей длины волны и от назначения радиолокационной станции. Так, чем короче волна передатчика радиолокационной станции, тем меньше будут размеры антенны и наоборот. Эта зависимость особенно важна для радиолокационных станций, устанавливаемых на самолетах, где размещение громоздких и тяжелых антенн невозможно. Применение сантиметровых волн позволило создать для самолетных радиолокационных станций легкие и малогабаритные антенны. С целью получения узкого остронаправленного пучка электромагнитной энергии в станциях сантиметрового диапазона волн стали применять антенны с отражателями (рефлекторами); такие антенны получили название рефлекторных антенн.

Эффект, получаемый в результате применения рефлекторных антенн, аналогичен эффекту, получаемому от применения рефлекторов в прожекторных станциях. Рефлекторы радиолокационных антенн изготавливаются из легкого листового металла или из металлической сетки. В фокусе рефлектора устанавливается полуволновой вибратор или открытый конец волновода (рупор или щель). Электромагнитная энергия, попадая на рефлектор и отражаясь от него, излучается в пространство в виде узкого остронаправленного пучка; при этом, чем больше размеры рефлектора, тем меньше рассеивание и тем уже пучок излучаемой электромагнитной энергии.

В настоящее время в сантиметровом диапазоне волн наряду с рефлекторными антеннами применяются и другие типы антенн, также обладающие направленным действием. К их числу относятся щелевые, рупорные, диэлектрические и ряд других антенн (рис. 12).

Передатчик вырабатывает (генерирует) мощные высокочастотные импульсы электромагнитной энергии, которые по волноводам подаются на антенну. Основными элементами радиолокационного передатчика являются модулятор и генератор высокой частоты.

Модулятор усиливает слабые пусковые импульсы синхронизатора, согласующего работу всех элементов радиолокационной станции, и с помощью этих импульсов управляет работой генератора высокой частоты. Модулятор представляет собой специальное ламповое устройство, в состав которого

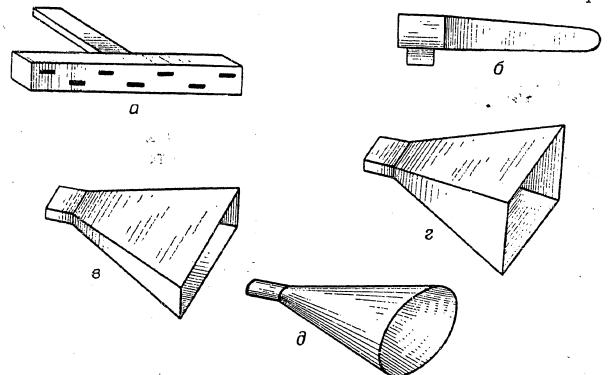


Рис. 12. Антенны направленного действия, применяемые в сантиметровом диапазоне волн:

*а* — щелевая антенна; *б* — диэлектрическая антенна; *в, г, д* — рупорные антенны

входят накопитель электромагнитной энергии и повышающий импульсный трансформатор. В качестве накопителя электромагнитной энергии обычно используются емкость, индуктивность или искусственная линия, состоящая из ряда емкостей и индуктивностей.

В диапазоне сантиметровых волн в качестве источников мощных колебаний (генераторов высокой частоты) используются специальные вакуумные приборы — магнетроны, клистроны и лампы с бегущей волной.

Рассмотрим конструкцию и принцип работы магнетронного генератора, который в настоящее время получил широкое применение в радиолокационных передатчиках. Конструктивно магнетронный генератор, или магнетрон,

азимут называется угол, образованный северным направлением меридиана и проекцией наклонной дальности на горизонтальную плоскость. На самолетных радиолокационных станциях азимут отсчитывается между продольной осью самолета и проекцией линии наклонной дальности цели на горизонтальную плоскость. Под горизонтальной плоскостью подразумевается плоскость, проходящая через продольную и поперечную оси самолета.

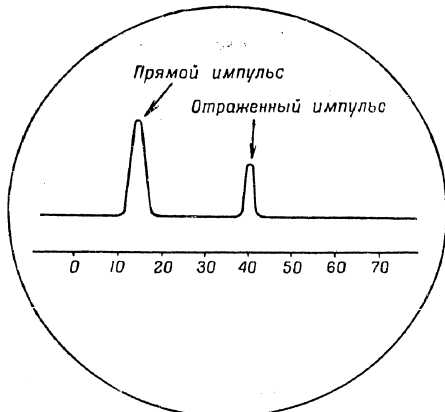


Рис. 10. Экран индикатора одного из типов радиолокационной станции

Углом места цели называется угол, образованный линией наклонной дальности цели и ее проекцией на горизонтальную плоскость. Определение угла места цели осуществляется при помощи качания антенны радиолокационной станции в вертикальной плоскости в пределах заданного сектора.

Для измерения угловых координат цели (азимута и угла места) в радиолокационных станциях применяются антенны остронаправленного действия, т. е. излучающие радиоволны в виде узкого пучка, наподобие луча прожектора. В противном случае точность определения угловых координат цели будет недостаточной. Вращая антенну в горизонтальной плоскости с одновременным перемещением ее в вертикальной плоскости, можно последовательно облучать различные части заданной зоны пространства.

Появление отраженного импульса на экране индикатора радиолокационной станции в виде светящегося пятна или светящейся черточки укажет на наличие в зоне облучения какого-либо объекта (цели). В этот момент ось антенны радиолокационной станции будет направлена на обнаруженную цель и отсчет угловых координат цели (азимута и угла места) в простейшем случае можно производить по шкалам, нанесенным у основания антенны. На самолетных радиолокационных станциях азимут и угол места цели отсчитываются оператором (летчиком) непосредственно на экране индикатора. В этом случае расположение отметки цели на экране индикатора должно соответствовать положению истинной цели относительно продольной оси самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

#### Основные блоки радиолокационного прицела РП-1

Радиолокационный прицел состоит из следующих основных блоков (рис. 11):

- антенны;
- передатчика;
- приемника;
- антенного коммутатора;

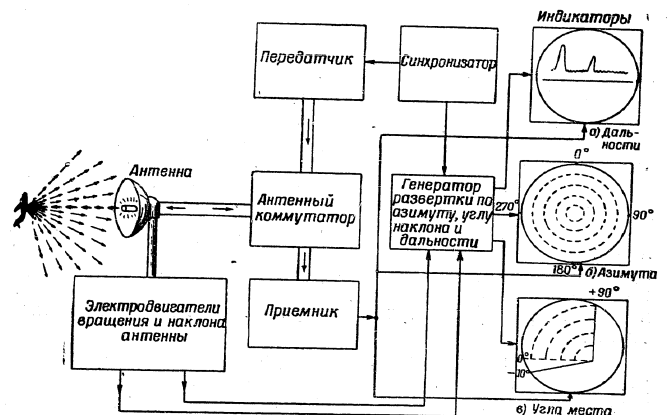


Рис. 11. Скелетная схема радиолокационного прицела РП-1



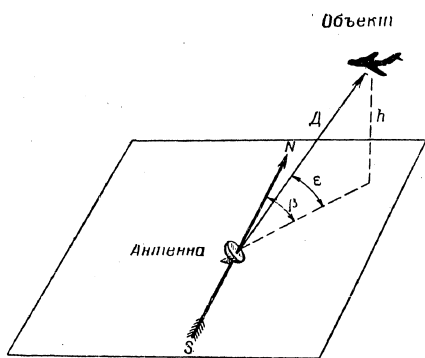


Рис. 8. Сферическая система координат, применяемая для определения местоположения объекта относительно наземной радиолокационной станции

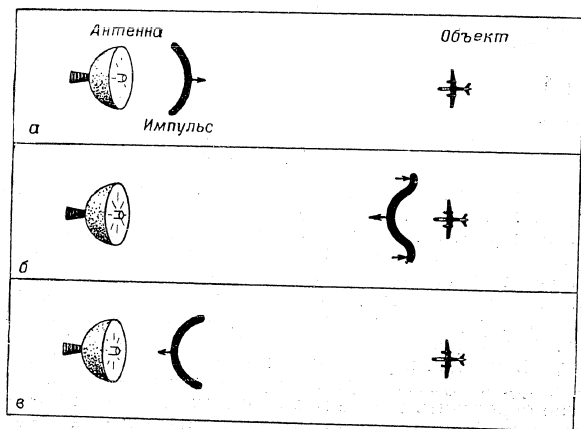


Рис. 9. Обнаружение и измерение дальности до объекта:  
а — излучение импульса; б — облучение цели; в — прием отраженного импульса

тремя величинами: наклонной дальностью  $D$ , азимутом  $\beta$  и углом места  $\epsilon$  (рис. 8).

Одной из важнейших координат объекта, наблюдаемого радиолокационной станцией, является наклонная дальность, т. е. расстояние от радиолокационной станции до объекта. Определение наклонной дальности при помощи импульсной радиолокационной станции производится следующим образом (рис. 9). Передатчик через антенну излучает радиоволны (рис. 9, а) в течение очень короткого периода времени (около одной микросекунды, т. е. одной миллионной доли секунды), после чего излучение прекращается и радиолокационная станция в течение относительно длинной паузы (порядка тысячи микросекунд) работает только в режиме приема. За время паузы излученный импульс доходит до объекта, отражается от него (рис. 9, б) и небольшая часть излученной электромагнитной энергии возвращается к месту расположения радиолокационной станции (рис. 9, в). Описанный процесс периодически повторяется с определенной частотой.

Приемное устройство станции принимает и регистрирует на индикаторе (рис. 10) два импульса: прямой и отраженный. Отраженный импульс принимается приемником станции позднее прямого на время  $t$ , затрачиваемое этим импульсом на прохождение расстояния от радиолокационной станции до объекта (цели) и обратно. Зная время  $t$  в секундах, легко вычислить расстояние до объекта по формуле

$$D = c \frac{t}{2},$$

где  $D$  — расстояние до объекта (наклонная дальность) в км;  
 $c$  — скорость распространения радиоволн в воздухе, приблизительно равная скорости света, т. е. 300 000 км/сек;

$t$  — время, в течение которого излученный импульс проходит расстояние от радиолокационной станции до объекта и обратно.

Если величину  $c$  принять за постоянную, то расстояние  $D$  до объекта будет зависеть только от величины  $t$  и будет пропорционально ей. Наличие такой зависимости позволяет проводить в целях удобства отсчета градуировку шкалы на экране индикатора не в масштабе времени, а в масштабе дальности.

Для определения азимута цели необходимо, чтобы антенна радиолокационной станции вращалась вокруг своей оси или качалась в пределах заданного сектора в горизонтальной плоскости. На наземных радиолокационных станциях

доской. Перед перезарядкой должны быть включены автоматы защиты пушек. Автомат защиты «оружие — ФКП» при этом включать не обязательно.

Фотострельба и стрельба могут вестись в любой комбинации фотопулемета и пушек, независимо от того, что перезарядка последних уже сделана.

При необходимости любая из пушек, а также фотопулемет могут быть отключены выключением соответствующих автоматов защиты.

Автомат защиты «оружие — ФКП» должен быть включен при всех вариантах стрельбы и фотострельбы.

Для контроля за расходом боеприпасов на центральном щитке под приборной доской установлены счетчики остатков патронов УСБ-1м. Счетчики имеют сигнальные лампочки готовности оружия к стрельбе, загорающие после перезарядки пушек.

Работа фотопулемета контролируется лампочкой контроля ФП, которая при исправной работе фотопулемета и наличии пленки мигает. Для включения обогрева фотопулемета достаточно включить один автомат защиты «ФКП».

#### КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТНОМ РАДИОЛОКАЦИОННОМ ПРИЦЕЛЕ РП-1

##### Некоторые сведения из основ радиолокации

В основе радиолокации лежит явление отражения радиоволн различными объектами, находящимися на пути распространения этих волн. Основоположителем радиолокации является выдающийся русский ученый, изобретатель радио А. С. Попов, который в 1897 г. во время опытов по радиосвязи между кораблями Балтийского флота установил, что радиосвязь между двумя кораблями прекращается, если на прямой линии между ними находится третий корабль. На основании этого открытия, свидетельствующего о наличии отражения радиоволн от объектов, А. С. Попов указал на новые возможности практического применения радиоволн, в том числе и на применение их для обнаружения объектов, и определения их местоположения.

Свойством отражать радиоволны обладают любые тела: проводники, полупроводники и диэлектрики (изоляторы). Интенсивность отражения радиоволн в значительной степени зависит от материала, а также конфигурации поверхности отражающего объекта. Так, наибольшей интенсивностью отражения радиоволн обладают металлические объекты и объекты, имеющие сравнительно большие плоские поверхности.

Объектами радиолокационного наблюдения могут быть самолеты, корабли, поверхность земли и др. Отражение радиоволн этими объектами в противоположность зеркальному отражению от плоских поверхностей является беспорядочным, рассеянным во все стороны (рис. 7). В результате этого к приемнику радиолокационной станции возвращается лишь незначительная доля излученной станцией электромагнитной энергии. Однако в большинстве случаев и этой энергии оказывается вполне достаточно для обнаружения и определения местоположения объекта (цели).

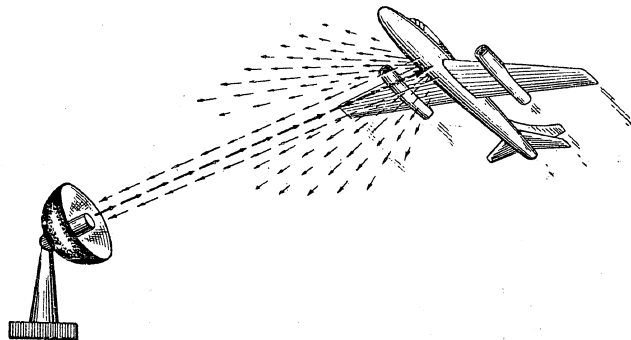


Рис. 7. Отражение радиоволн от самолета

Наибольшее практическое применение в радиолокации получили радиолокационные станции, работающие в импульсном режиме. Сущность импульсного режима работы радиолокационных станций заключается в том, что излучение радиоволн производится кратковременно через определенные, сравнительно длинные паузы. Во время пауз радиолокационная станция работает только на прием отраженных радиоволн. Такой режим работы дает возможность применять одну, общую для передатчика и приемника, антенну. Кроме этого, при импульсном режиме работы станции значительно проще определить точное местоположение объекта (цели) и легче осуществить одновременное наблюдение за несколькими объектами.

В радиолокации местоположение объекта в пространстве чаще всего определяется в сферической системе координат

Автоматический ввод дальности до цели в прицел осуществляется следующим образом:

— от 2000 до 1500 м вводится постоянная дальность 1500 м;

— от 1500 до 250 м вводится текущая дальность.

Прицел АСП-3мм может быть использован также для прицеливания по видимой цели обычным образом, когда дальность до цели вводится в прицел с помощью оптического дальномера. В этом случае прицел РП-1 не включается и прицеливание обеспечивается в диапазоне дальности 800—180 м.

В обоих случаях прицел автоматически вырабатывает угол упреждения. Угла прицеливания прицел не строит.

Прицел АСП-3мм включается при помощи автомата защиты «прицел» и переключателя рода работы прицела.

Прицельная головка прицела АСП-3мм смонтирована на специальной сварной балке сзади блока передачи данных прицела РП-1.

Большинство агрегатов прицела (барреттерный стабилизатор, механизм автоматического ввода высоты, распределительная коробка, фильтр радиопомех) расположено между 4 и 5 рамами фюзеляжа.

Коробка реле электромагнитного ограничителя смонтирована за приборной доской.

На подфоновой панели между 5 и 6 рамами фюзеляжа находится коробочка с запасными лампочками к прицелу.

Для контроля стрельбы, кроме имеющегося на самолете фотопулемета С-13, предусмотрена установка фотоконтрольного прибора ФКП-2 на прицельной головке прицела АСП-3мм. Этот фотопулемет позволяет фотографировать одновременно сетку прицела и искусственное изображение цели, передаваемое блоком передачи данных радиолокационного прицела РП-1, а также истинную цель в условиях оптической видимости.

Для контроля результатов боевых действий в условиях оптической видимости цели на самолете может устанавливаться кинонемочный аппарат АКС-3м.

Пушки НР-23 установлены, как и на серийном самолете МИГ-17, на опускающемся лафете, расположенном в отсеке головной части фюзеляжа под полом кабины летчика.

Одна пушка НР-23 расположена с правой стороны самолета и две пушки НР-23 — с левой стороны.

Расположение пушечного вооружения относительно осей самолета показано на рис. 6.

В отличие от серийных самолетов МИГ-17 на самолете МИГ-17п изменена лебедка подъема лафета (выполнена одноблочной с одним барабаном) и штырь управления передним затвором лафета выведен на правый борт фюзеляжа, что более удобно и безопасно в эксплуатации.

Управление оружием и фотопулеметом — электрическое. Для фотопулемета и каждой пушки предусмотрены отдельные автоматы защиты, расположенные на наклонном

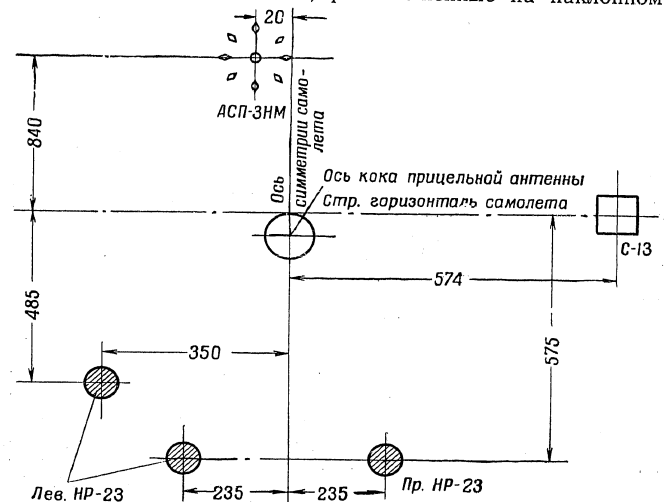


Рис. 6. Схема вооружения самолета МИГ-17п

пульте правого борта кабины самолета и имеющие трафареты: «ФКП», «правая НР-23», «задняя левая НР-23» и «передняя левая НР-23».

Огонь из пушек и фотострельба ведутся от одной передней верхней кнопки на ручке управления самолетом. Боевая кнопка имеет самостоятельный автомат защиты «оружие — ФКП», который включается только перед стрельбой или фотострельбой. Перезарядка оружия — электропневматическая и осуществляется нажатием кнопок, управляющих работой электропневмоклапанов ЭК-48. Кнопки перезарядки расположены, как и на самолете МИГ-17, — слева над приборной

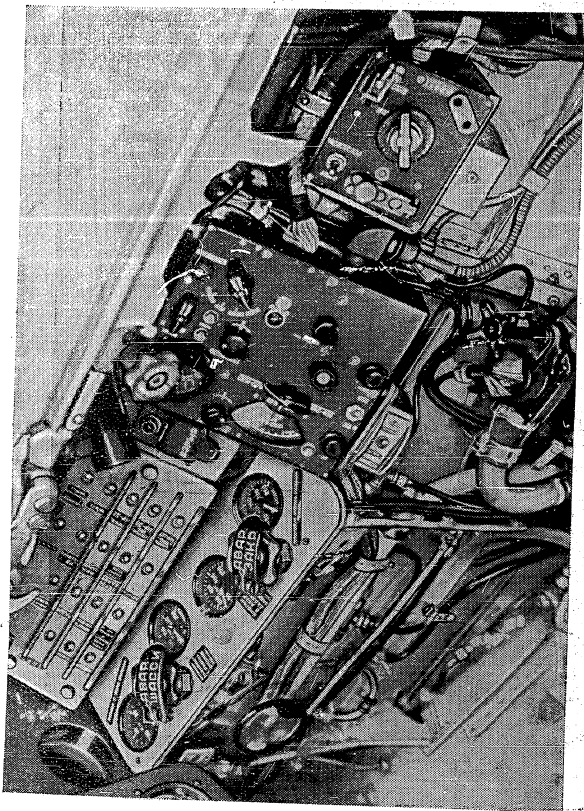


Рис. 4. Вид на правый борт кабины

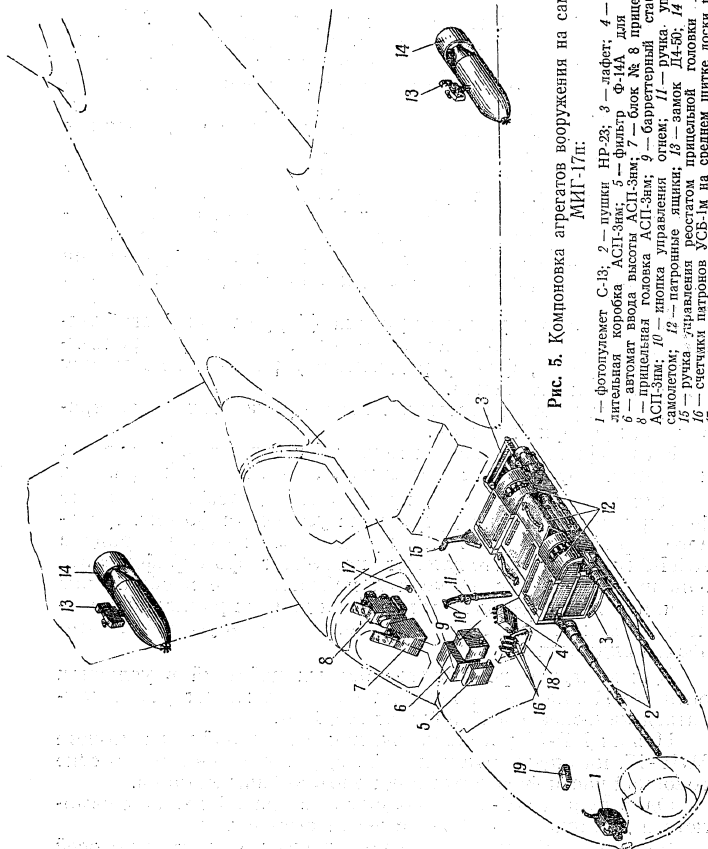


Рис. 5. Комплект агрегатов вооружения на самолете МИГ-17П:

- 1 — фотоэлемент С-18; 2 — пушки НР-23; 3 — лафет; 4 — распределительная коробка АСП-Зам; 5 — фильтр Ф-14А для АСП-Зам; 6 — автомат ввода высоты АСП-Зам; 7 — блок № 8 прицепа РП-1; 8 — головка АСП-Зам; 9 — баррельный стабилизатор АСП-Зам; 10 — патронная лента; 11 — ручка управления самолетом; 12 — патронная лента; 13 — ручка управления АСП-Зам; 14 — ручка управления ресостом прицельной сетки; 15 — стечки патрона УСБ-1м на среднем штике доски приборной панели; 16 — стечки патрона УСБ-1м на среднем штике доски приборной панели; 17 — кнопка перезагрузки и аварийного сброса бомб; 18 — шток сброса бомб; 19 — БМ-2

Фонари  
кабины се  
мую, удли  
зырька и  
Компс  
ске, а та  
и рычаго  
ном был  
блоков у  
На р

На с  
дировоч  
Пуш  
НР-23  
Бом  
бомбар  
МИГ-1  
(по од  
Д4-50  
На  
испол  
О  
Н  
Соп  
АС  
и  
в  
М

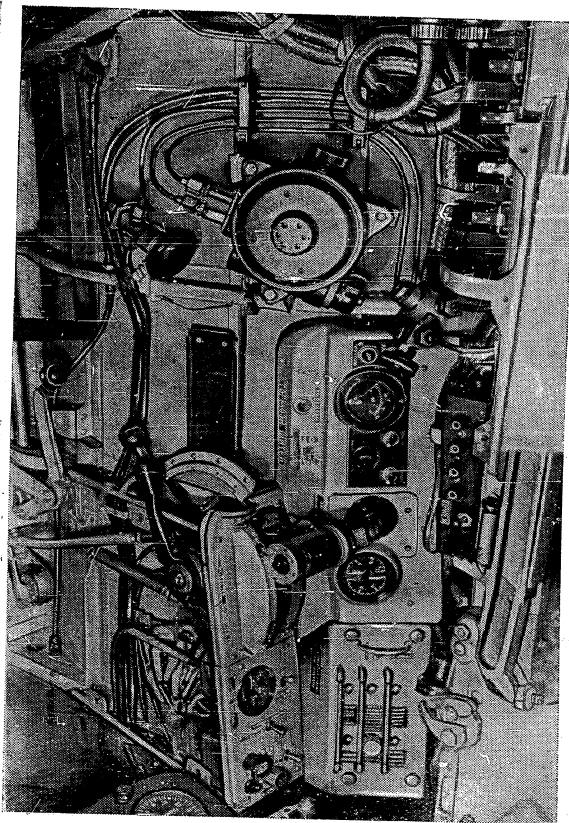


Рис. 3. Вид на левый борт кабины

самолета  
 ИГ-17п в отличие от фонаря ИГ-17 имеет более обтекаемую форму, что увеличивает габариты колдования на приборной доске агрегатов оборудования, но изменились, что в основном размещены в кабине прицельном РП-1. Вид кабины летчика.

самолета  
 влено пушечное и бомбардировочное оборудование. Кабина состоит из трех пушек на пушку. Оборудование самолета, аналогичное серийным самолетам, бомб каллибром до 100 кг в замках бомбодержателей.

МИГ-17п бомбодержатели, одвески топливных баков, показана на рис. 5. Прицельный прицел РП-1, автоматическим прицелом.

Прицельного прицела РП-1 обеспечивает возможность прицельного, так и не видимым.

Прицел, не видимой визуально, в прицел дальности до 2000 м. АСП-Зм положение в виде ее искусственного изображения сводится к слезенному изображению.

Прицел АСП-Зм к радиолокатору автоматически при запуске РП-1 с дальности 2000 м.

СЕКРЕТНО

Вклейка № 1 к книге «Методическое пособие по обучению летного состава истребительной авиации на самолетах-перехватчиках МИГ-17п». Воендат, 1954.

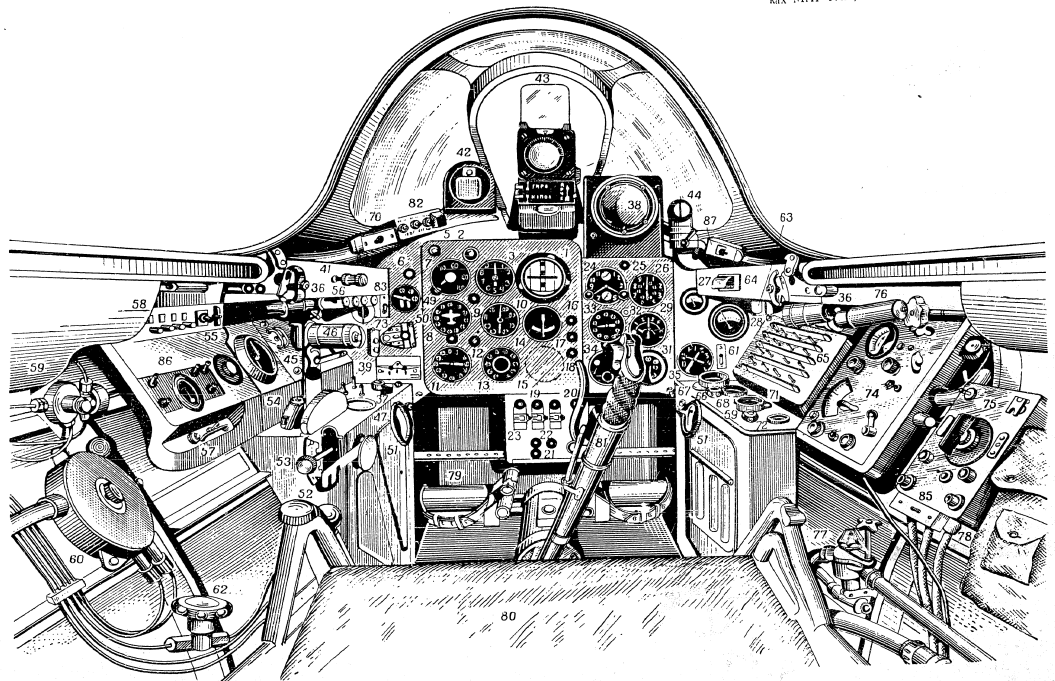


Рис. 2. Общий вид кабины самолета:

- 1 — авиационный АТИ-1 (АГК-47Б); 2 — сигнальная лампа «выпусти шасси»;
- 3 — высотомер ВД-17; 4 — сигнальная лампа «маркер»; 5 — сигнальная лампа «вышел из выстрела»; 6 — указатель радиовысоты РВ-2; 7 — указатель комплекс ДТМК-3; 8 — сигнальная лампа «предостережение М»; 9 — указатель скорости КС-100; 10 — указатель АРК-5; 11 — кнопка сброса ДТМК-3; 12 — указатель числа М «МС-1»; 13 — указатель поворота ЭУП-46; 14 — место для установки навигационного индикатора НИ-50; 15 — сигнальная лампа «пуское давление»; 16 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 17 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 18 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 19 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 20 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 21 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 22 — сигнальная лампа «остаток 300 литров»; 23 — выключатель «бонной сброс»; 24 — часы АЧХ; 25 — сигнальная лампа «воздух в воздухе»; 26 — тахометр ТЗ-15; 27 — высотомер А-40; 28 — высотомер В-40; 29 — термометр выходящих газов ТЗ-47; 30 — трехстрелочный индикатор ЭМИ-3Р; 31 — сигнальная лампа «падение на высоте»; 32 — вариометр ВАР-15; 33 — вариометр КС-87; 34 — указатель высоты и перепада давления ВВПД-3; 35 — лампа «АУФОН»; 36 — переключатель ПИ-4; 37 — переключатель «автоматическое управление»; 38 — термометр «автоматическое управление»; 39 — указатель «положения шасси»; 40 — обзорный индикатор прицела РП-1; 41 — переключатель ПИ-4; 42 — переключатель «автоматическое управление»; 43 — переключатель «автоматическое управление»; 44 — переключатель «автоматическое управление»; 45 — переключатель «автоматическое управление»; 46 — переключатель «автоматическое управление»; 47 — переключатель «автоматическое управление»; 48 — переключатель «автоматическое управление»; 49 — переключатель «автоматическое управление»; 50 — переключатель «автоматическое управление»; 51 — переключатель «автоматическое управление»; 52 — переключатель «автоматическое управление»; 53 — переключатель «автоматическое управление»; 54 — переключатель «автоматическое управление»; 55 — переключатель «автоматическое управление»; 56 — переключатель «автоматическое управление»; 57 — переключатель «автоматическое управление»; 58 — переключатель «автоматическое управление»; 59 — переключатель «автоматическое управление»; 60 — переключатель «автоматическое управление»; 61 — переключатель «автоматическое управление»; 62 — переключатель «автоматическое управление»; 63 — переключатель «автоматическое управление»; 64 — переключатель «автоматическое управление»; 65 — переключатель «автоматическое управление»; 66 — переключатель «автоматическое управление»; 67 — переключатель «автоматическое управление»; 68 — переключатель «автоматическое управление»; 69 — переключатель «автоматическое управление»; 70 — переключатель «автоматическое управление»; 71 — переключатель «автоматическое управление»; 72 — переключатель «автоматическое управление»; 73 — переключатель «автоматическое управление»; 74 — переключатель «автоматическое управление»; 75 — переключатель «автоматическое управление»; 76 — переключатель «автоматическое управление»; 77 — переключатель «автоматическое управление»; 78 — переключатель «автоматическое управление»; 79 — переключатель «автоматическое управление»; 80 — переключатель «автоматическое управление»; 81 — переключатель «автоматическое управление»; 82 — переключатель «автоматическое управление»; 83 — переключатель «автоматическое управление»; 84 — переключатель «автоматическое управление»; 85 — переключатель «автоматическое управление»; 86 — переключатель «автоматическое управление».

### Кабина самолета

Фонарь кабины самолета МИГ-17п в отличие от фонаря кабины серийного самолета МИГ-17 имеет более обтекаемую, удлиненную форму за счет увеличения габаритов козырька и изменения угла его наклона.

Компоновка приборного оборудования на приборной доске, а также расположение в кабине агрегатов оборудования и рычагов управления значительно изменились, что в основном было вызвано необходимостью размещения в кабине блоков управления радиолокационным прицелом РП-1.

На рис. 2, 3 и 4 показан общий вид кабины летчика.

### Вооружение самолета

На самолете МИГ-17п установлено пушечное и бомбардировочное вооружение.

Пушечное вооружение самолета состоит из трех пушек НР-23 с боезапасом 100 патронов на пушку.

Бомбардировочное вооружение самолета, аналогичное бомбардировочному вооружению серийных самолетов МИГ-17, допускает подвеску двух бомб калибром до 100 кг (по одной под каждым крылом) на замках бомбодержателей Д4-50.

На самолетах-перехватчиках МИГ-17п бомбодержатели используются, как правило, для подвески топливных баков.

Общая компоновка вооружения показана на рис. 5.

На самолете установлен радиолокационный прицел РП-1, сопряженный со стрелковым полуавтоматическим прицелом АСП-Знм.

Совместная установка радиолокационного прицела РП-1 и стрелкового прицела АСП-Знм обеспечивает возможность ведения прицельного огня как по видимым, так и не видимым визуально воздушным целям.

В случае прицеливания по цели, не видимой визуально, прицел РП-1 автоматически вводит в прицел дальность до цели и передает на отражатель прицела АСП-Знм положение цели относительно перехватчика в виде ее искусственного изображения. При этом прицеливание сводится к слежению центром сетки прицела за искусственным изображением цели.

Подключение стрелкового прицела АСП-Знм к радиолокационному прицелу РП-1 происходит автоматически при захвате цели прицельной антенной РП-1 с дальности 2000 м.

Время разгона самолета при оборотах двигателя  $n=11\ 560$  в минуту характеризуется данными, помещенными в табл. 2.

Таблица 2

Диапазон $V_{\text{лет}}$ км/час	Высота, м		
	1000	5000	10 000
От 600 до 700	10 сек.	21 сек.	—
" 700 " 800	10,5 "	22 "	36 сек.
" 800 " 900	11,5 "	23 "	39 "
" 900 " 1000	—	—	42 "

Торможение самолета только за счет уменьшения оборотов двигателя до оборотов малого газа и при уменьшении оборотов двигателя до оборотов малого газа с одновременным выпуском воздушных тормозов характеризуется данными, указанными в табл. 3.

Таблица 3

Диапазон $V_{\text{лет}}$ км/час	Способ торможения	Высота, м					
		1000		5000		10 000	
		при убранных оборотах	при убранных оборотах и вы- пущенных воздушных тормозах	при убранных оборотах	при убранных оборотах и вы- пущенных воздушных тормозах	при убранных оборотах	при убранных оборотах и вы- пущенных воздушных тормозах
От 1000 до 900	—	—	—	—	16 сек.	9 сек.	
" 900 " 800	9 сек.	4 сек.	14 сек.	6 сек.	27 "	12 "	
" 800 " 700	16 "	6 "	19 "	8 "	34 "	17 "	
" 700 " 600	20 "	8 "	24 "	12 "	—	—	

### Особенности конструкции самолета

Установка на самолет прицела РП-1 вызвала изменения конструкции головной части фюзеляжа, перекомпоновку специального оборудования и изменения в вооружении.

Головная часть фюзеляжа самолета МИГ-17п имеет следующие отличия от головной части фюзеляжа самолета МИГ-17:

- увеличены наружные обводы;

- увеличена длина на 450 мм за счет смещения вперед 1, 2, 3 и 4 рам и изменения обводов переднего кока;
- приподнята над строительной горизонталью линия среза фюзеляжа под фонарь;
- изменена конструкция переднего кока;
- изменена конструкция лафета оружия в связи с заменой пушки Н-37 пушкой НР-23;
- изменено расположение радиостанции РСИУ-3м, ответчика СРО, кислородных баллонов и фотопулемета С-13;
- изменена конструкция узлов крепления установки передней стойки шасси.

В хвостовой части фюзеляжа самолета МИГ-17п установлены:

- бортовой аккумулятор;
- сигнальная ракетница;
- датчик ДГМК-3 и преобразователь ПАГ-1Ф.

Указанное оборудование расположено в нижней части киля и для подхода к нему имеются люки.

Кроме того, на самолете сделаны следующие изменения:

— вместо двух кислородных баллонов цилиндрической формы поставлены четыре секции трехшаровых баллонов, из которых две расположены в верхней части фюзеляжа, одна — в куполе передней стойки шасси и одна — внизу между 4 и 5 рамами фюзеляжа;

- перенесена на левую плоскость фара;
- установлены новые колеса основных стоек шасси 660×160 марки КТ-28 с двусторонним торможением и рабочим давлением в пневматиках 8,5 кг/см<sup>2</sup>;
- изменена конструкция передней стойки шасси;
- в воздушной системе самолета смонтированы дополнительные трубопроводы для подвода наддува к блокам прицела РП-1;

— изменена установка основных баллонов сжатого воздуха;

— увеличена емкость основной топливной системы самолета до 1500 л за счет увеличения длины второго фюзеляжного бака;

— на двигателе вместо генератора ГСР-3000 установлен генератор ГСР-6000;

— снято дублирующее тросовое управление рулем высоты;



эксплуатацию самолета, привели к увеличению полетного веса на 220 кг и к некоторому изменению аэродинамических форм самолета, что в свою очередь вызвало незначительное ухудшение летно-тактических данных самолета.

Например, увеличилась длина разбега, взлетная дистанция, скорость отрыва, время набора высоты, минимальная скорость горизонтального полета и километровый расход топлива; уменьшились практический потолок и максимальная скорость горизонтального полета.

Все установленные для самолета МИГ-17 ограничения по приборной скорости полета, числу  $M$  и перегрузке остаются в силе и для самолета МИГ-17п.

#### Основные летно-тактические данные самолета МИГ-17п

Максимальная горизонтальная скорость:

- а) с подвесными баками:  
на высоте 5000 м — 1015 км/час;  
на высоте 10 000 м — 978 км/час;
- б) без подвесных баков:  
на высоте 5000 м — 1070 км/час;  
на высоте 10 000 м — 1027 км/час.

Максимальная скороподъемность:

- а) с подвесными баками:  
время набора высоты 5000 м — 3 мин. 45 сек.;  
время набора высоты 10 000 м — 8 мин. 10 сек.;
- б) без подвесных баков:  
время набора высоты 5000 м — 3 мин. 15 сек.;  
время набора высоты 10 000 м — 6 мин. 40 сек.

Практический потолок:

- а) с подвесными баками — 14 300 м;  
б) без подвесных баков — 14 700 м.

Дальность полета:

- а) с подвесными баками:  
на высоте 5000 м — 800 км;  
на высоте 10 000 м — 1140 км;
- б) без подвесных баков:  
на высоте 5000 м — 480 км;  
на высоте 10 000 м — 740 км.

Продолжительность полета:

- а) с подвесными баками:  
на высоте 5000 м — 1 час 00 мин.;  
на высоте 10 000 м — 1 час 45 мин.;

- б) без подвесных баков;  
на высоте 5000 м — 0 час. 45 мин.;  
на высоте 10 000 м — 1 час 05 мин.

Эволютивная скорость полета на всех высотах 340 км/час по прибору.

Длина разбега:

- а) с подвесными баками:  
посадочные щитки убраны — 1000—1050 м;  
посадочные щитки выпущены на 20° — 900—1000 м;

- б) без подвесных баков:  
посадочные щитки убраны — 800—850 м;  
посадочные щитки выпущены на 20° — 700—750 м.  
Скорость отрыва — 270—280 км/час.  
Взлетная дистанция — 1900—2100 м.

Время набора высоты и путь, проходимый при наборе высоты, характеризуются данными, помещенными в табл. 1.

Таблица 1

Высота, м	Режим: $l=11\ 560$ об/мин $V=750$ км/час				Режим: $l=11\ 200$ об/мин $V=720$ км/час			
	без баков		с подвесными баками		без баков		с подвесными баками	
	время, мин.—сек.	км	время, мин.—сек.	км	время, мин.—сек.	км	время, мин.—сек.	км
200	1.00	7	1.00	7	1.00	7,0	1.00	7,0
1000	1.25	11,7	1.30	12,8	1.30	12,8	1.40	14,6
2000	1.50	17,0	2.00	19,0	2.00	19,0	2.20	22,8
3000	2.15	22,7	2.30	25,7	2.35	25,6	3.05	31,8
4000	2.45	28,7	3.05	33,0	3.10	32,0	3.55	41,6
5000	3.15	35,0	3.45	41,0	3.50	40,5	4.55	52,0
6000	3.50	42,0	4.25	50,0	4.30	49,0	5.45	64,0
7000	4.25	49,5	5.10	59,5	5.20	59,0	6.50	77,0
8000	5.05	58,0	6.00	70,0	6.15	69,0	7.05	92,0
9000	5.50	67,0	7.00	82,0	7.15	82,0	9.30	109,0
10 000	6.40	78,0	8.10	96,0	8.25	95,0	11.15	130,0
11 000	7.40	90,0	9.30	113,0	9.50	113,0	13.20	155,0
12 000	8.50	106,0	11.10	134,0	11.50	137,0	16.40	207,0
13 000	10.35	127,0	13.45	167,0	—	—	—	—
14 000	13.20	161,0	19.45	240,0	—	—	—	—
14 300	—	—	25.20	315,0	—	—	—	—
14 700	19.20	237,0	—	—	—	—	—	—

основах радиолокации и принципа работы, а также устройства самолетного радиолокационного прицела РП-1.

В главе II изложены особенности техники пилотирования и эксплуатации самолета-перехватчика МИГ-17п, указания летчику по эксплуатации радиолокационного прицела РП-1, особые случаи в полете и рекомендуемые меры безопасности при проведении учебно-тренировочных полетов.

В главе III изложен порядок выполнения летчиком этапов воздушного боя на самолете МИГ-17п.

Методическое пособие составлено на основании опыта обучения летного состава боевому применению самолетов-перехватчиков МИГ-17п в строевых частях ВВС.

**ГЛАВА I**  
**КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ МИГ-17п**  
**И О САМОЛЕТНОМ РАДИОЛОКАЦИОННОМ**  
**ПРИЦЕЛЕ РП-1**

**КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ МИГ-17п**

Самолет МИГ-17п (рис. 1) является одноместным истребителем-перехватчиком, построенным на базе серийного фронтального истребителя МИГ-17 с двигателем ВК-1.

Дальнейшей модификацией самолета МИГ-17п является самолет МИГ-17пф с двигателем ВК-1 с дождем топлива за турбиной (форсажем). Особенности эксплуатации и техники пилотирования этого самолета изложены в специальной инструкции. Работа с радиолокационным прицелом РП-1 на самолете МИГ-17пф такая же, как и на самолете МИГ-17п.

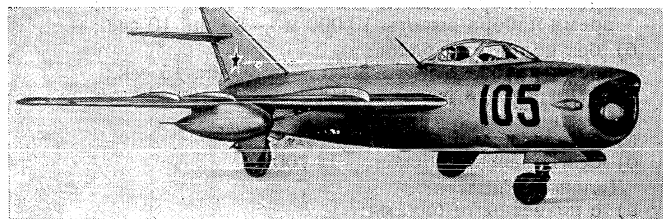


Рис. 1. Общий вид самолета МИГ-17п

Самолет МИГ-17п отличается от самолета МИГ-17 главным образом тем, что на нем установлен радиолокационный прицел РП-1, обеспечивающий выполнение тактических задач днем в сложных метеорологических условиях и ночью в простых и сложных метеорологических условиях.

Установка на самолете радиолокационного прицела РП-1, а также осуществление ряда мероприятий, улучшающих

## ВВЕДЕНИЕ

Оснащение частей истребительной авиации ВВС самолетами-перехватчиками МИГ-17п, оборудованными радиолокационным прицелом РП-1, является одним из этапов дальнейшего повышения обороноспособности нашей социалистической Родины.

Применение самолетов-перехватчиков МИГ-17п расширяет возможности истребительной авиации в области выполнения задачи по отражению налетов самолетов противника и других средств воздушного нападения днем в сложных, ночью в простых и сложных метеорологических условиях.

Быстрейшее освоение летным составом строевых частей истребительной авиации самолета-перехватчика МИГ-17п и приобретение практических навыков в осуществлении перехвата и атаки визуально не видимых целей является делом большой государственной важности.

Настоящее методическое пособие имеет целью оказать летному и руководящему составу строевых частей истребительной авиации помощь в освоении самолета-перехватчика МИГ-17п и в обучении летного состава боевому применению данного самолета.

Настоящее методическое пособие состоит из трех глав.

Глава I содержит краткие сведения о летно-тактических данных самолета МИГ-17п, особенностях его конструкции,

1\* Зак. 705с

3.

В книге пронумеровано всего 136 страниц, кроме того, 2 вклейки на 2 листах.

Вклейка № 1, рис. 2 «Общий вид кабины самолета», между стр. 10 и 11.

Вклейка № 2, рис. 20 «Кабельная блок-схема радиолокационного прицела РП-1», между стр. 36 и 37.

УПРАВЛЕНИЕ ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО  
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫМИ СИЛАМИ

50X1-HUM

СЕКРЕТНО

МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ  
ПО  
ОБУЧЕНИЮ ЛЕТНОГО СОСТАВА  
ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ  
НА САМОЛЕТАХ-ПЕРЕХВАТЧИКАХ  
МИГ-17п

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР  
МОСКВА — 1954

**УПРАВЛЕНИЕ ГЛАВНОКОМАНДУЮЩЕГО  
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫМИ СИЛАМИ**

---

**СЕКРЕТНО**

50X1-HUM

**МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ  
ПО  
ОБУЧЕНИЮ ЛЕТНОГО СОСТАВА  
ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ АВИАЦИИ  
НА САМОЛЕТАХ-ПЕРЕХВАТЧИКАХ  
МИГ-17п**

**ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР  
МОСКВА — 1954**

50X1-HUM

К . . . . . § 7. Движение изделия в эксплуатации

№ по порядку	Установлен на самолет		Дата снятия с самолета	Число часов работы до снятия		Причина снятия	Какой новый срок службы установлен и подписан установившего срок	Подпись установившего и снявшего изделие
	Дата	№		С начала эксплуатации	После последнего продления			

§ 8. Отметки о проведенных ремонтах и доработках по указаниям и бюллетеням:

Проведенные работы		Основание для проведения работ	Организация, проводившая работы	Подпись заполнившего паспорт
Дата	Наименование			

§ 9. Заметки по эксплуатации

§ 2. Комплектовка

№№ по порядку	Наименование	Количество	Примечание
З а п ч а с т и:			
1	Щетка (черт. № 555.018)	2	Предназначено для Д-12Т
2	Пружина щеткодержателя (черт. № 441.042)	1	

§ 3. Краткие технические данные:

- а) Диапазон рабочего напряжения 24±30 вольт номинальное напряжение 27 в.
- б) Потребляемый ток не более 2,8 а.
- в) Максимальный момент 220 кгсм.
- г) Угол поворота сектора установленный заводом-изготовителем при выпуске 76°±30'.

д) Механизм, при помощи концевого выключателя допускает ограничение угла поворота сектора в пределах от 50° до 86°30'±30'.

На заводе-потребителе и в эксплуатации угол поворота сектора может быть изменен в указанных пределах согласно техническому описанию и инструкции.

Сведения об изменении угла поворота сектора внести в таблицу.

е) Время выпуска сектора при максимальном угле поворота сектора и при синусоидальном возрастающем моменте от 0 до 220 кгсм—10, секунд.

ж) Режим работы—повторно-кратковременный: рабочий ход (выпуск или уборка), затем 2 минуты перерыв. После 8 включений полное охлаждение.

з) Работоспособность 2000 рабочих ходов

Проведение перерегулировки угла поворота сектора по § 3 п. „Д“

Дата	Перерегулировка произведена на угол поворота сектора (фары)	Организация, производившая перерегулировку	Подпись лица, производившего перерегулировку

За правильность установки и перерегулировки угла поворота сектора (угла выпуска фары) механизма, а также за повреждение при перерегулировке регулирующего устройства механизма несут ответственность организации, производившие перерегулировку.

§ 4. Регламентные работы

а) Перед установкой—проверка состояния электромеханизма в соответствии с указаниями технического описания и инструкции по эксплуатации.

б) Через 100 часов работы проверка и профилактический осмотр согласно техническому описанию и инструкции по эксплуатации.

в) По истечении гарантийного срока—проверка параметров и осмотр, для определения необходимости ремонта или возможности продления технического ресурса, в соответствии с техническим описанием и указанием по ремонту.

§ 5. Гарантии

гарантирует безотказную работу электромеханизма МПФ 2, в течение 500 летних часов на протяжении 4,5 лет, в число которых входит 3 года непосредственной эксплуатации на самолете, а остальное время транспортировки и хранения на складах заказчика и потребителя.

§ 6. Отметки о консервации

Дата	Наименование операции	Срок действия консервации	Место проведения консервации	Подпись лица, производившего консервацию
8-1056	Консервация	1,5 года		

Смазка:

1. Смазка пушечная ГОСТ 3005-51

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР

С

П А С П О Р Т

на электромеханизм посадочной фары типа МПФ-2

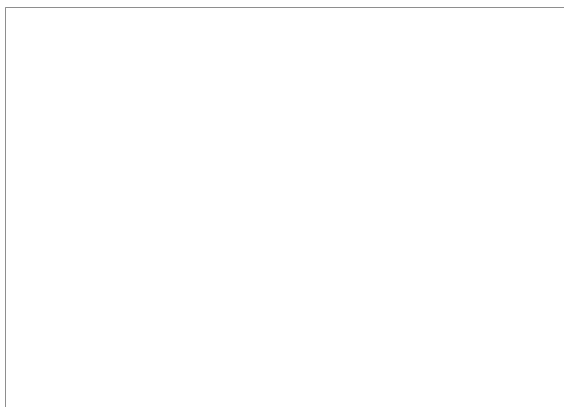
50X1-HUM



§ 1. Свидетельство о приемке

Электромеханизм МПФ-2, номер которого указан выше, изготовлен заводом в соответствии с техусловиями, утвержденными 17 марта 1956 года, проверен, принят ОТК завода и признан годным для эксплуатации.

50X1-HUM





Ослабить винт 7 и поворотом упора 8 добиться разрыва контактов концевого выключателя 4 упором 8 при необходимом угле.

После этого затянуть винт 7 и законтрить упор путем керновки тела сегмента 9 в отверстие сектора 10.

IV. Если нужный угол поворота сектора (фары) лежит в пределах от  $50^\circ$  до  $63^\circ$ , то для его получения необходимо ослабить винт 3, переместить концевой выключатель 4 вместе с пластиной 5 в крайнее левое положение и затянуть вновь винт 3.

Ослабить винт 7 и поворотом упора 8 добиться разрыва контактов концевого выключателя 4 упором 8 при нужном угле поворота.

После чего затянуть винт 7 и законтрить упор путем керновки тела сегмента 9 в отверстие сектора 10.

V. После перерегулировки и проверки работы электромеханизма крышку 1 поставить на место, завернуть винты, крепящие крышку к корпусу, и вновь опломбировать электромеханизм.

При этом в аттестате на электромеханизм должна быть сделана соответствующая запись:

дата перерегулировки; угол, на который перерегулирован электромеханизм; название организации, должность, фамилия и подпись лица, производившего перерегулировку.

Перерегулировку электромеханизма (фары) следует поручать квалифицированному техническому персоналу и не допускать при этом повреждений внутренних соединительных проводов, концевых выключателей и других элементов электромеханизма.

Ответственность за правильность регулировки несет та организация, которая последней производила регулировку и опломбирование электромеханизма.

Л55523. К печати 14/XI-55 г. Объем  $1/8$  печ. л. + 1 вкл., уч.-изд. 0,26 л.  
Формат бумаги  $60 \times 92^{1/16}$  Тираж 15000 Заказ 38

Тип. ЦБТИ МЭП

## ИНСТРУКЦИЯ

### по перерегулировке углов поворота сектора электромеханизма МПФ-2

Электромеханизмы МПФ-2 завод-изготовитель выпускает отрегулированными на угол поворота сектора (фары), равный  $76^\circ \pm 30'$ , однако конструкция электромеханизма позволяет осуществлять регулировку поворота сектора на любой угол в пределах от  $50^\circ$  до  $86^\circ 30' \pm 30'$ .

На заводах-потребителях и в эксплуатации, при необходимости иметь другой угол поворота сектора (фары), разрешается производить перерегулировку электромеханизма на требуемый угол в допустимых пределах, т. е. от  $50^\circ$  до  $86^\circ 30' \pm 30'$ .

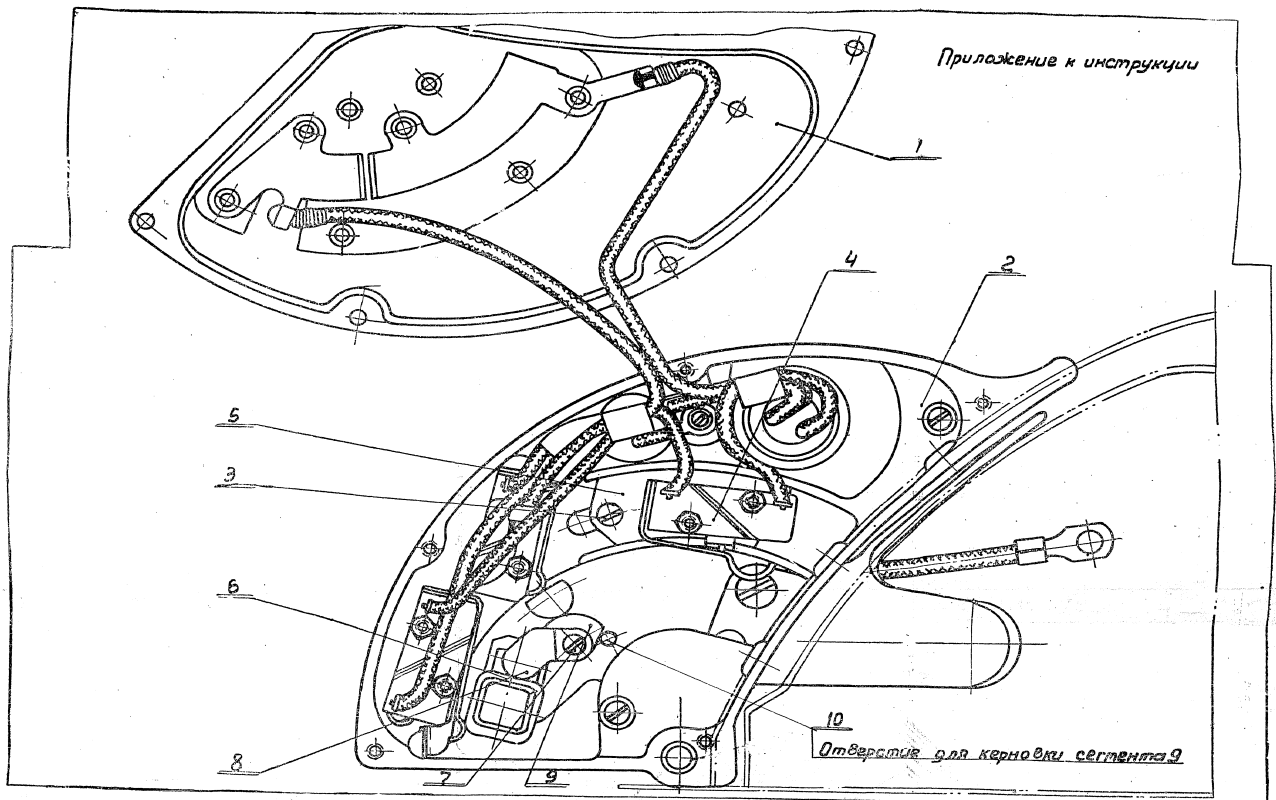
Перерегулировка электромеханизма на требуемый угол осуществляется следующим образом:

I. Снять пломбу, контровочную проволоку, вывернуть винты, крепящие крышку 1 к корпусу 2, и отвернуть в сторону, согласно рисунку № 1.

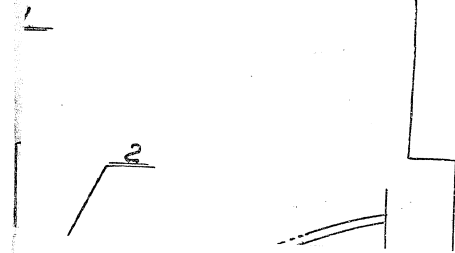
II. Если нужный угол поворота сектора (фары) лежит в пределах от  $73^\circ$  до  $86^\circ 30'$ , то для его получения необходимо ослабить винт 3 и перемещением концевого выключателя 4 вместе с пластиной 5, по направляющим пазам, добиться разном угле поворота сектора (фары).

После этого затянуть вновь винт 3.

III. Если нужный угол поворота сектора (фары) лежит в пределах от  $63^\circ$  до  $73^\circ$ , то для его получения необходимо ослабить винт 3, переместить концевой выключатель 4 вместе с пластиной 5 в крайнее правое положение и затянуть вновь винт 3.



Приложение к инструкции



с пластиной 5 в крайнее правое положение и затянуть винт 3.

Т  
И  
Л  
Г  
У  
О  
Л  
Г  
В  
О  
4  
В  
С

**МИНИСТЕРСТВО  
ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР**

---

**ИНСТРУКЦИЯ  
ПО ПЕРЕРЕГУЛИРОВКЕ УГЛОВ ПОВОРОТА СЕКТОРА  
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМА МПФ-2**

**МИНИСТЕРСТВО РАДИОТЕХНИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

**ПАСПОРТ**

50X1-HUM

**НА САМОЛЕТНУЮ ЛАМПУ ФАРУ СМФ**

**§ 1. Свидетельство о приеме**

Самолетная лампа-фара, № которой указан выше, изготовлена заводом в соответствии с техусловиями, утвержденными «13»01, 1956 г. проверена, принята ОТК завода и признана годной для эксплуатации

50X1-HUM

**Представитель ОТК  
завода**

**§ 8. Отметки о произведенных ремонтах и доработках по указаниям и бюллетеням отсутствуют**

**§ 9. Заметки по эксплуатации**

При смене лампы-фары обратить внимание на то, что:

В обтекателе фары установлены 6 резиновых амортизаторов, из которых 3 низких и 3 высоких.

В зависимости от размера борта лампы-фары работают те или другие, для чего соответствующие амортизаторы устанавливать в гнездах обтекателя, совпадающих с приливами на лампе.

Указанное необходимо для компенсации допуска на толщину борта лампы СМФ-2м.

---

Л155586. К печати 19/ХІ-55 г. Объем 0,25 п. л., уч.-изд. 0,26 л.

Форм. бум. 60×92<sup>1</sup>/<sub>16</sub>. Тираж 15000. Зак. 39

---

Тип. ЦБТИ МЭП.

§ 2. Комплектовка изделия

№ по пор.	Наименование	Количество	№ паспорта
1	Лампа накаливания типа СМФ-2м на 28 в 600 вт	1	632619
2	Электромеханизм типа МПФ-2	1	
Запчасти			
1	Лампа накаливания типа СМФ-2м на 28 в 600 вт	1	
2	Винт черт. № 254а/19а	4	Предназначено для Д-12Т
3	Щетка	2	
4	Пружина	1	

§ 3. Краткие технические данные

а) Фара рассчитана на работу с лампой 28 в 600 вт типа СМФ-2м.

б) Максимальная сила света не менее 350 000 свечей.

в) Угол рассеяния не менее  $\frac{\text{гор. } 12^\circ}{\text{верт. } 8^\circ}$  (под углом рассеяния понимается полный угол, в пределах которого сила света уменьшается до 0,1 от нормированного значения максимальной силы света).

г) Угол выдвижения равен  $76^\circ \pm 1^\circ$ , однако конструкция электромеханизма МПФ-2 позволяет в случае необходимости производить перерегулировку углов в диапазоне от  $50^\circ$  до  $86^\circ 30' \pm 1^\circ$  (см. инструкцию по перерегулировке углов механизма МПФ-2).

д) Время выдвижения или уборки, при синусоидально возрастающей нагрузке до 220 кг/см и напряжении на клеммах электродвигателя механизма 26 в, не более 11 сек. Электромеханизм МПФ-2 может нормально работать в диапазоне напряжения 24—30 в.

При знакопеременной нагрузке 5 кг/см люфт сектора должен быть не более:

а) для нового механизма 30 мин;

б) для механизма, прошедшего срок службы, 1 градус.

§ 4. Регламентные работы отсутствуют

§ 5. Гарантии

Завода «Электросвет» им. П. Н. Яблочкова  
Завод-изготовитель гарантирует безотказную работу лампы-фары самолетной выдвижной типа ЛФСВ-45 в течение 4 лет, в число которых входит не менее 3 лет непосредственной эксплуатации на самолете, а остальное — время транспортировки и хранения на складах.

§ 6. Отметки о консервации отсутствуют

§ 7. Движение изделия в эксплуатации

№ по пор.	Установлен на самолете		Дата снятия	Число часов работы до снятия		Причина снятия	Какой новый срок службы установлен и полнись установленного срока	Подпись установившего и снявшего изделие
	дата	№		с начала эксплуатации	после последнего продления			



МИНИСТЕРСТВО  
ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР

---

ПАСПОРТ СВОДНЫЙ

на лампу-фару самолетную выдвижную ЛФСВ-45

50X1-HUM

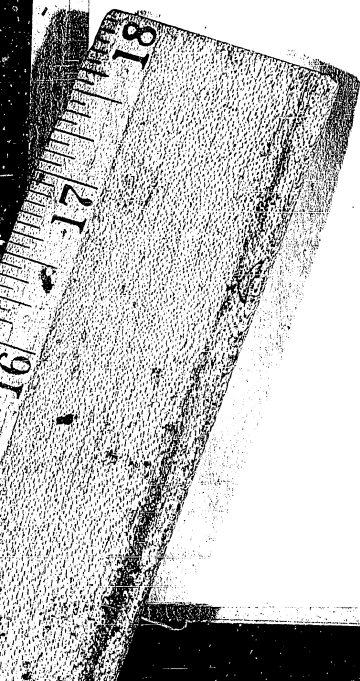
§ 1. Свидетельство о приемке

Лампа-фара самолетная выдвижная типа ЛФСВ-45, № которой указан выше, изготовлена заводом в соответствии с техническими условиями, утвержденными 29.12.55 года, принята ОТК и заказчиком и признана годной для эксплуатации

50X1-HUM

- 19 -

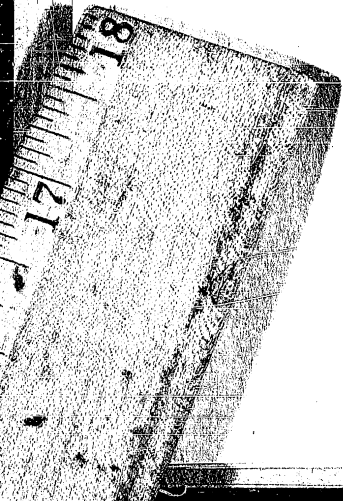
для служебных зонетск.





В. В. Горбачевские материалы по ресурсам

Наименование территории	Прогноз	Дата	Подпись и
Числота ресурса	территории	раздела	полномочия
Возраст	ресурса	м.в.	продолж.
или	в	ресурсе	ресурса

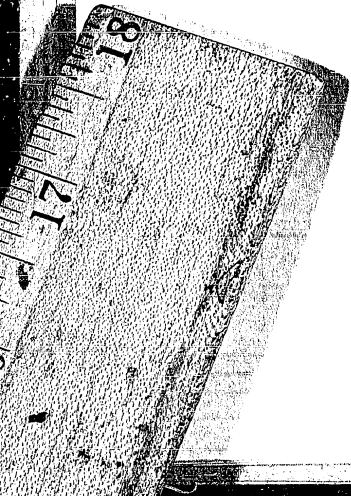


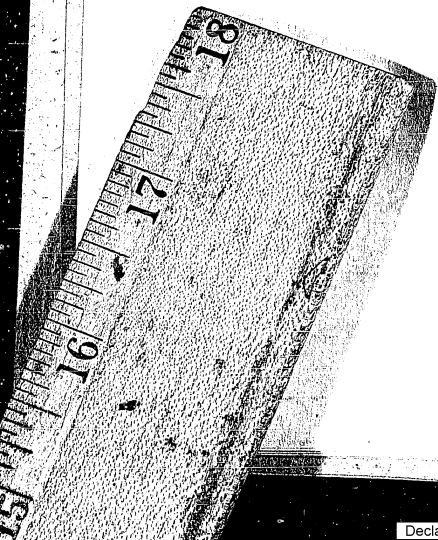
ИЗМЕНЕНИЯ В СОСТАВЕ КОМАНД

№ п/п	Имя	Причина	Дата	Инициалы	Замечания
1	Иванов	Увольнение	15.05.50	И.И.	
2	Петров	Перевод	20.05.50	П.П.	
3	Сидоров	Смерть	25.05.50	С.С.	
4	Климов	Отпуск	30.05.50	К.К.	
5	Васильев	Заболевание	05.06.50	В.В.	
6	Мухоморов	Смена	10.06.50	М.М.	
7	Попов	Смерть	15.06.50	П.П.	
8	Смирнов	Увольнение	20.06.50	С.С.	
9	Иванов	Перевод	25.06.50	И.И.	
10	Петров	Смерть	30.06.50	П.П.	
11	Сидоров	Отпуск	05.07.50	С.С.	
12	Климов	Заболевание	10.07.50	К.К.	
13	Васильев	Смена	15.07.50	В.В.	
14	Мухоморов	Смерть	20.07.50	М.М.	
15	Попов	Увольнение	25.07.50	П.П.	
16	Смирнов	Перевод	30.07.50	С.С.	
17	Иванов	Смерть	05.08.50	И.И.	
18	Петров	Отпуск	10.08.50	П.П.	
19	Сидоров	Заболевание	15.08.50	С.С.	
20	Климов	Смена	20.08.50	К.К.	
21	Васильев	Увольнение	25.08.50	В.В.	
22	Мухоморов	Перевод	30.08.50	М.М.	
23	Попов	Смерть	05.09.50	П.П.	
24	Смирнов	Отпуск	10.09.50	С.С.	
25	Иванов	Заболевание	15.09.50	И.И.	
26	Петров	Смена	20.09.50	П.П.	
27	Сидоров	Увольнение	25.09.50	С.С.	
28	Климов	Перевод	30.09.50	К.К.	
29	Васильев	Смерть	05.10.50	В.В.	
30	Мухоморов	Отпуск	10.10.50	М.М.	
31	Попов	Заболевание	15.10.50	П.П.	
32	Смирнов	Смена	20.10.50	С.С.	
33	Иванов	Увольнение	25.10.50	И.И.	
34	Петров	Перевод	30.10.50	П.П.	
35	Сидоров	Смерть	05.11.50	С.С.	
36	Климов	Отпуск	10.11.50	К.К.	
37	Васильев	Заболевание	15.11.50	В.В.	
38	Мухоморов	Смена	20.11.50	М.М.	
39	Попов	Увольнение	25.11.50	П.П.	
40	Смирнов	Перевод	30.11.50	С.С.	
41	Иванов	Смерть	05.12.50	И.И.	
42	Петров	Отпуск	10.12.50	П.П.	
43	Сидоров	Заболевание	15.12.50	С.С.	
44	Климов	Смена	20.12.50	К.К.	
45	Васильев	Увольнение	25.12.50	В.В.	
46	Мухоморов	Перевод	30.12.50	М.М.	
47	Попов	Смерть	05.01.51	П.П.	
48	Смирнов	Отпуск	10.01.51	С.С.	
49	Иванов	Заболевание	15.01.51	И.И.	
50	Петров	Смена	20.01.51	П.П.	
51	Сидоров	Увольнение	25.01.51	С.С.	
52	Климов	Перевод	30.01.51	К.К.	
53	Васильев	Смерть	05.02.51	В.В.	
54	Мухоморов	Отпуск	10.02.51	М.М.	
55	Попов	Заболевание	15.02.51	П.П.	
56	Смирнов	Смена	20.02.51	С.С.	
57	Иванов	Увольнение	25.02.51	И.И.	
58	Петров	Перевод	30.02.51	П.П.	
59	Сидоров	Смерть	05.03.51	С.С.	
60	Климов	Отпуск	10.03.51	К.К.	
61	Васильев	Заболевание	15.03.51	В.В.	
62	Мухоморов	Смена	20.03.51	М.М.	
63	Попов	Увольнение	25.03.51	П.П.	
64	Смирнов	Перевод	30.03.51	С.С.	
65	Иванов	Смерть	05.04.51	И.И.	
66	Петров	Отпуск	10.04.51	П.П.	
67	Сидоров	Заболевание	15.04.51	С.С.	
68	Климов	Смена	20.04.51	К.К.	
69	Васильев	Увольнение	25.04.51	В.В.	
70	Мухоморов	Перевод	30.04.51	М.М.	
71	Попов	Смерть	05.05.51	П.П.	
72	Смирнов	Отпуск	10.05.51	С.С.	
73	Иванов	Заболевание	15.05.51	И.И.	
74	Петров	Смена	20.05.51	П.П.	
75	Сидоров	Увольнение	25.05.51	С.С.	
76	Климов	Перевод	30.05.51	К.К.	
77	Васильев	Смерть	05.06.51	В.В.	
78	Мухоморов	Отпуск	10.06.51	М.М.	
79	Попов	Заболевание	15.06.51	П.П.	
80	Смирнов	Смена	20.06.51	С.С.	
81	Иванов	Увольнение	25.06.51	И.И.	
82	Петров	Перевод	30.06.51	П.П.	
83	Сидоров	Смерть	05.07.51	С.С.	
84	Климов	Отпуск	10.07.51	К.К.	
85	Васильев	Заболевание	15.07.51	В.В.	
86	Мухоморов	Смена	20.07.51	М.М.	
87	Попов	Увольнение	25.07.51	П.П.	
88	Смирнов	Перевод	30.07.51	С.С.	
89	Иванов	Смерть	05.08.51	И.И.	
90	Петров	Отпуск	10.08.51	П.П.	
91	Сидоров	Заболевание	15.08.51	С.С.	
92	Климов	Смена	20.08.51	К.К.	
93	Васильев	Увольнение	25.08.51	В.В.	
94	Мухоморов	Перевод	30.08.51	М.М.	
95	Попов	Смерть	05.09.51	П.П.	
96	Смирнов	Отпуск	10.09.51	С.С.	
97	Иванов	Заболевание	15.09.51	И.И.	
98	Петров	Смена	20.09.51	П.П.	
99	Сидоров	Увольнение	25.09.51	С.С.	
100	Климов	Перевод	30.09.51	К.К.	

§ 12. Ремонт (средний и капитальный).

Дата по мгновенной л. в ремонт и и №... ремонт. заказа. тв.	Степень работы, произв. ремонт, при монте.	После реп. гарант. срок ресурс. в ремонт.							





Вид Ремонт /срезной и катаноманной

а) работа тупле- вые врез монт и монта Хезаго	б) основные и работа, двигатель при ремонте	в) после гарантии на средстве и ресурсе							



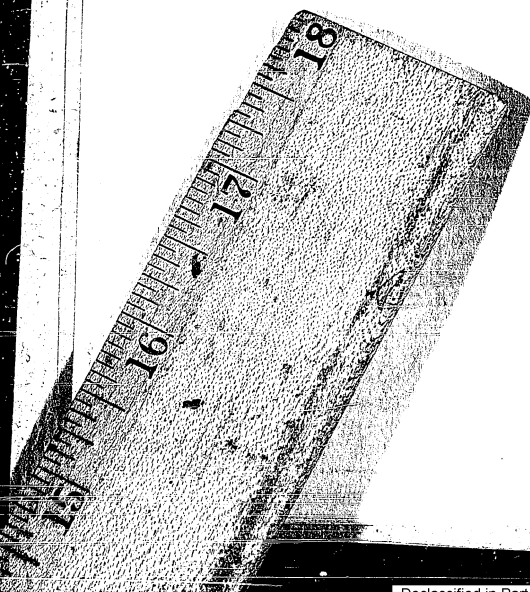






РЗ учет работы местонах. 17-1 по  
 составляющим.

№ за какой период учитывается и/л. работа издана.	Число часов работы за учитываемый период.	Позпись работы за учитываемый период.



В учет работы мастера Т. 1  
при выполнении

№	за какой период учитывается п.п. работы	изданный период	число часов работы за учитываемый период	подпись ответственного лица



57. Свидетельство о консер-  
вации тестера "Т-1."

Тестер Т-1 29 октября 1955 г. под-  
вергнут на заводе консервации  
горячим  
холодным способом 29 апреля 1957 г.

Изделие подлежит переконсервации.  
Консервацию произвел:  
И. П. Демуров . . . . . /Фамилия/

Тестер "Т-1" . . . . . 195 г. подверг-  
нут на . . . . . консервации горя-  
чим способом . . . . . 195 г.

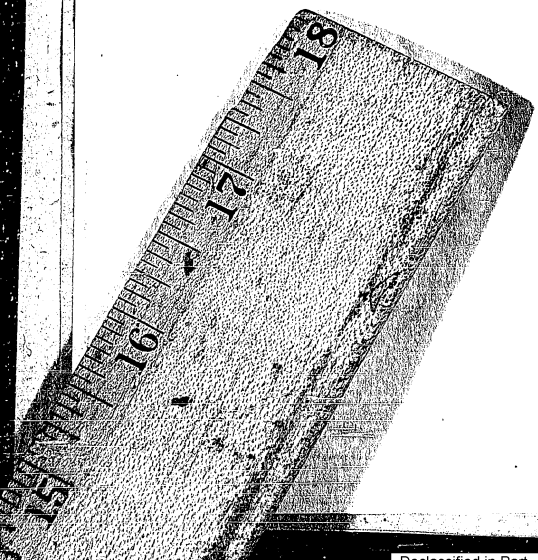
Изделие подлежит переконсервации.  
Консервацию произвел:

И. П. . . . . /Фамилия/

Тестер "Т-1" . . . . . 195 г.  
подвергнут на . . . . . консерва-  
ции горячим  
холодным способом.

И. П. . . . .  
Консервацию произвел:

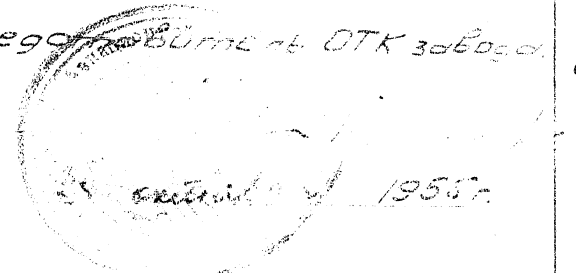
. . . . . /Фамилия/



Свидетельство о приемке  
тестера

Комплект тестера Т-1 №ЛФ941,  
изготовленный заводом, прове-  
ренный и принятый 28 октября  
1955 г. ОТК завода соответ-  
ствует действующим тех-  
условиям и чертежам и  
признан годным для эксплу-  
атации

Предоставитель ОТК завода



- 5 -

§5. Гарантия работоспособ-  
ности тестера „Т-1“

Завод гарантирует безотказную работу тестера в течение восемнадцати месяцев.

Гарантийный срок не включает продолжительность хранения на складах, нахождения в пути и т. п. в течение одного года, считая со дня приема тестера ОТК.

При превышении указанного срока хранения или нахождения в пути, гарантийный срок соответственно снижается.

- 5 -

§ 4. Основные требования к  
монтажу, эксплуатации,  
консервации и расконсервации  
тестера „Т-1“

1. Тестер не вскрывать.  
Ремонт возможен только на за-  
воде-изготовителе.

2. В нерабочем состоянии аттестаци-  
онный и индикаторный щиты  
укрепляются на панели ящика.  
Соединительные фишеры укрепля-  
ются в приспособлениях на крыш-  
ке тестера.

3. При транспортировке и хранении  
тестер помещать в складочную  
- транспортную тару.

4. Тестер хранить в сухом  
теплом помещении.



53. Комплектация тестера  
"Т-1."

А. Действующее имущество.

- Ящик с линиями задержки . . . . . 1 шт.
- Аттенюатор "АТ" № ЖФ971 . 1 шт.
- Соединительные фигуры . . . . . 1 комп.
- Индикатор мощности пере-  
датчика . . . . . 1 шт.
- Индикаторы мощности ант-  
тенны . . . . . 2 шт.

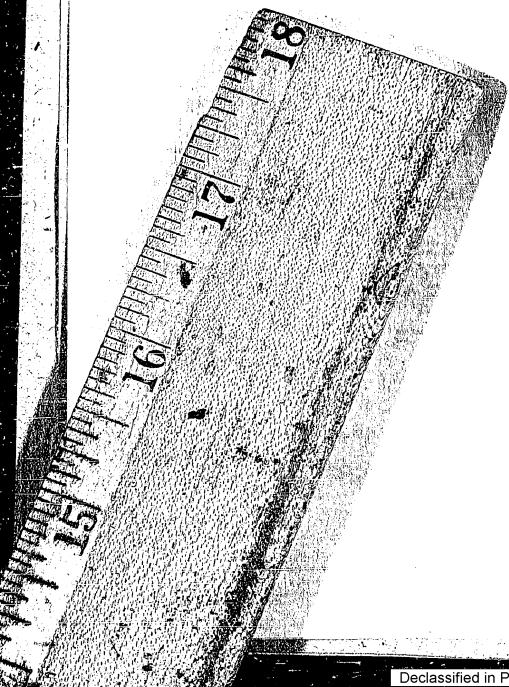
Б. Запасное имущество.

- Запасные лампочки . . . . . 2 шт.

В. Документация.

- Описание и инструкция по  
эксплуатации . . . . . 1 шт.
- Формуляр . . . . . 1 шт.
- Начальник БЦК

29 октября 1955 г.



-3-

Паспортные данные  
тестера „Т-1“

Общая задержка - 100 м.  
Задержка большой катушки - 836 м.  
Задержка малой катушки - 20 м.  
Общее затухание катушек  
31 децибел.

Поправка к показанию аттену-  
атора ... 0 ... децибел.

Общая чувствительность изме-  
ряемого прибора в децибеллах  
равна 31 ... дециб - деления  
аттенуатора.

Примечание Затухание катушек  
может со временем  
меняться и требует  
систематической про-  
верки с помощью при-  
бора „РВ-10“

-2-

§ 1. Назначение тестера  
типа Т-1

Тестер типа "Т-1" служит для калибровки и проверки чувствительности радиовысотомеров типов "РВ-2" и "РВ-10".

§ 2. Основные технические данные тестера "Т-1"

1. Тестер "Т-1" предназначен для калибровки и проверки чувствительности радиовысотомеров "РВ-2" и "РВ-10".

2. С помощью тестера "Т-1" возможна калибровка прибора на первом диапазоне в трех точках шкалы индикатора: 20м; 83,6м; 100м, причем, точность показаний должна быть не хуже  $\pm 3\%$ .

3. С помощью тестера возможно проверить общую чувствительность приборов "РВ-2" и "РВ-10" с точностью  $\pm 1$  деление шкалы аттенюатора.

4. С помощью индикаторов мощности, пригнанных к Т-1, допускается проверка наличия мощности излучения передатчика и антенн радиовысотомера.

5. Габаритные размеры: 490×185×430

6. Вес тестера 20кг.

-1-

Порядок заполнения и  
ведения формуляра.

1. Формуляр служит для систематического внесения в него всех сведений, касающихся технического состояния прохождения службы и учета работы изделия. Формуляр на каждое изделие ведется в одном экземпляре.

2. Титульный лист формуляра и 8б заполняются заводом-поставщиком изделия. После окончания проверки изделия формуляр подписывается [8б] представителем ОТК завода, принявшим изделие. Подпись скрепляется печатью.

3. 88, 8, 9, 10, 11 и 13 заполняются и регулярно ведутся лицом, ответственным за эксплуатацию изделия.

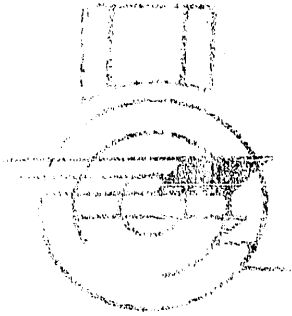
4. Учет часов работы изделия [89] ведется, как правило, поквартально.

5. 812 заполняется в реморганах.

6. Все записи в формуляре ведутся только чернилами. Подписи, пометки и незаверенные исправления не допускаются.

ПРОС  
для системы  
в число всех  
техничес  
служ  
изделия/89/  
будет  
формуля  
заказ-постав  
оконч  
формуляр пог  
ставителем  
изделия  
печатью.  
полняются и  
ом, ответ  
тацию из  
изделия/89/  
документально  
в органах.  
формуляре ве  
нц  
заверенные  
пускают-

50X1-HUM

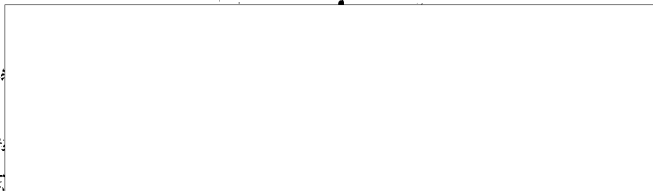


ФОРМУЛЯР

Тестер Т-1



50X1-HUM



50X1-HUM

Рекомендуется пайку подвеса (растяжки) производить легкоплавким припоем (Sn-50%; Pb-30%; Cd-20%) с температурой плавления 130°C с бескислотным флюсом (канифоль, флюсующий лак ЛТИ № 2). Температура паяльника не должна превышать 150°C.

Не допускается отжиг подвеса (растяжки), загрязнения и затекание припоя на рабочую часть подвеса (растяжки); места пайки следует тщательно промыть эфиром от грязи и флюса.

Осмотреть подвес (растяжку) и места пайки под лупой  $\times 4$ . Подвес (растяжка) должен быть чистым и припаян к держателю без перекосов. В местах паяк не должно быть видно цветов побежалости.

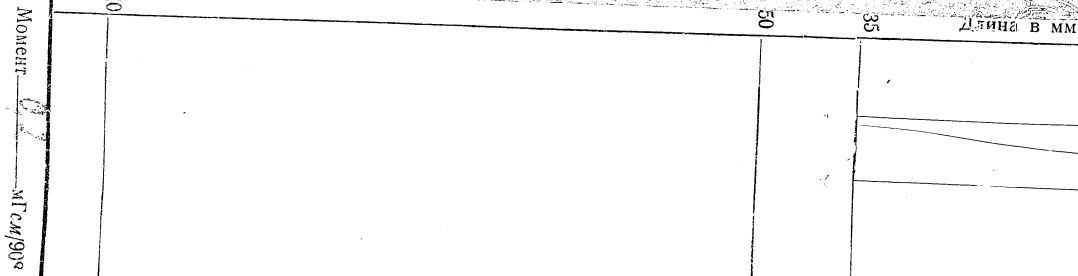
16  
15  
14  
13  
12  
11  
10  
9  
8  
7  
6  
5

WESTCOTT  
TULER

Рекомендуется пайку подвеса (растяжки) производить легкоплавким припоем (Sn-50%; Pb-30%; Cd-20%) с температурой плавления 130°C с бескислотным флюсом (кашифоль, флюсующий лак ЛТИ № 2). Температура паяльника не должна превышать 150°C.

Не допускается отжиг подвеса (растяжки), загрязнения и затекание припоя на рабочую часть подвеса (растяжки); места пайки следует тщательно промыть эфиром от грязи и флюса.

Осмотреть подвес (растяжку) и места пайки под лупой X4. Подвес (растяжка) должен быть чистым и припаян к держателю без перекосов. В местах паяк не должно быть видно цветов побежалости.



WESTCOTT WEBER



50X1-HUM

**Page Denied**

Next 1 Page(s) In Document Denied