

# ВЕРТОЛЕТ Ми-6

ТЕХОПИСАНИЕ

I

ОБОРОНГИЗ  
1962

Литература  
1534

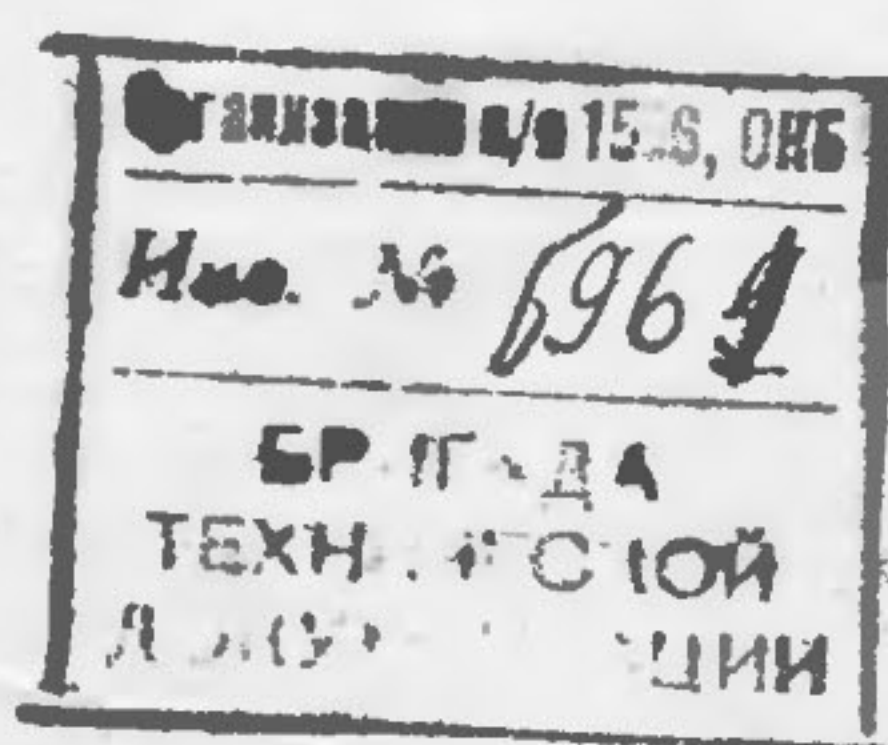
Экз. № 12

# ВЕРТОЛЕТ Ми-6 с турбовинтовыми двигателями Д-25В

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

*Книга I*

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ  
И ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА



ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
ОБОРОНГИЗ

Москва 1962





Книгу I технического описания составили  
А. С. Браверман, Б. С. Казаков, В. В. Кронштадтов, Д. М. Перлштейн,  
М. Н. Пивоваров и В. С. Рябинин

Ответственный редактор М. Н. Пивоваров

Редакторы Б. С. Казаков и В. И. Лебедев

Настоящая книга представляет собой первую часть полного технического описания вертолета Ми-6 с турбовинтовыми двигателями Д-25В и содержит основные данные и характеристики вертолета.

Приведенные в этой книге летные характеристики составлены на основании материалов, полученных в результате испытаний опытных и серийных образцов вертолетов. По результатам государственных испытаний вертолета Ми-6 техническое описание будет дополнено и уточнено.

Полное техническое описание вертолета Ми-6 включает в себя четыре книги:

Книга I — Основные данные и характеристики вертолета.

Книга II — Вооружение вертолета.

Книга III — Конструкция вертолета.

Книга IV — Спецоборудование вертолета.

В книге помещены вклейки.

Вклейка № 1. Секретно. Фиг. 7. Компонировка вертолета Ми-6 (стр. 6—7).

Вклейка № 2. Фиг. 9. Размеры грузовой кабины (стр. 10—11).

Вклейка № 3. Секретно. Фиг. 58. Нивелировочная схема (стр. 38—39).



## ГЛАВА I

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Десантно-транспортный вертолет Ми-6 конструкции М. Л. Миля предназначен для транспортировки и десантирования войск, боевой техники и специальных грузов, а также для переброски раненых и больных из труднодоступной местности с посадкой на неподготовленные площадки ограниченных размеров.

Вертолет Ми-6 построен по одновинтовой схеме с хвостовым винтом (фиг. 1, 2, 3, 4 и 5).

На фиг. 6 дан общий вид вертолета в трех проекциях, а на фиг. 7 — его компоновочная схема.

С целью разгрузки несущего винта на вертолете установлено управляемое (с фиксацией в двух положениях) крыло. На всех моторных режимах полета вертолета левая консоль крыла зафиксирована под углом атаки  $+14^{\circ} 15'$  по отношению к строительной горизонтали. При переходе на режим самовращения несущего винта угол атаки крыла изменяется гидромеханизмом ГМК-1 и фиксируется в положении  $+4^{\circ} 15'$ .

Ввиду того, что индуктивный поток воздуха от несущего винта несимметричен, правая консоль имеет угол установки на  $1^{\circ} 30'$  больше левой.

На вертолете установлено два турбовинтовых двигателя Д-25В конструкции П. А. Соловьева со свободными турбинами, имеющих общую мощность 11000 л. с.

Вертолет имеет пятилопастный несущий и четырехлопастный хвостовой винты. Шасси вертолета — трехколесное.

Экипаж вертолета состоит из пяти человек: первого и второго летчиков, штурмана, бортехника и радиста. Каждый член экипажа имеет самостоятельное оборудованное место.

На вертолете установлено электро-, радио-, приборное и специальное оборудование, обеспечивающее полеты в сложных метеорологических условиях днем и ночью. Кроме того, на нем установлен трехканальный автопилот, позволяющий стабилизировать вертолет по угловой скорости, по углам тангажа, крена и курса.

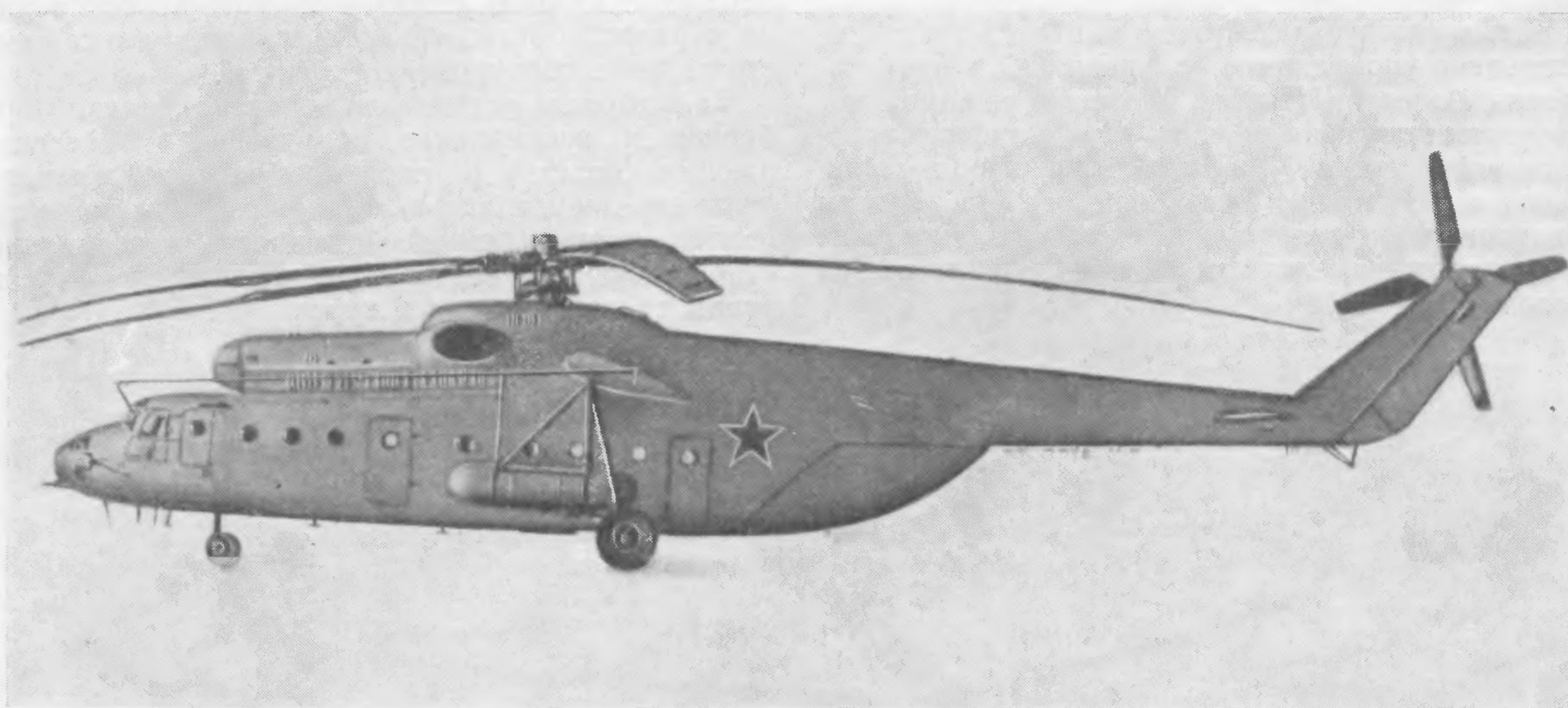


Фиг. 1. Вертолет Ми-6 в полете.





Фиг. 2. Вертолет Ми-6 (вид 3/4 спереди).



Фиг. 3. Вертолет Ми-6 (вид сбоку).

Вертолет имеет бронирование и вооружен стрелковой установкой с крупнокалиберным пулеметом.

Для осуществления десантно-транспортных операций вертолет снабжен специальным оборудованием и трапами, позволяющими погружать в него различную технику.

Вертолет оборудован также специальным устройством для перевозки крупногабаритных грузов весом до 8 т на внешней подвеске.

Размеры грузовой кабины позволяют разместить

в ней в десантном варианте 61-го десантника со снаряжением.

В санитарном варианте на вертолете можно перевозить 41 раненого на носилках с двумя сопровождающими медработниками, для которых в кабине имеются два одноместных сиденья.

В транспортном варианте в грузовой кабине вертолета могут быть размещены различные объекты боевой техники с боевыми расчетами и боеприпасами, строительные механизмы, специальные и другие грузы.



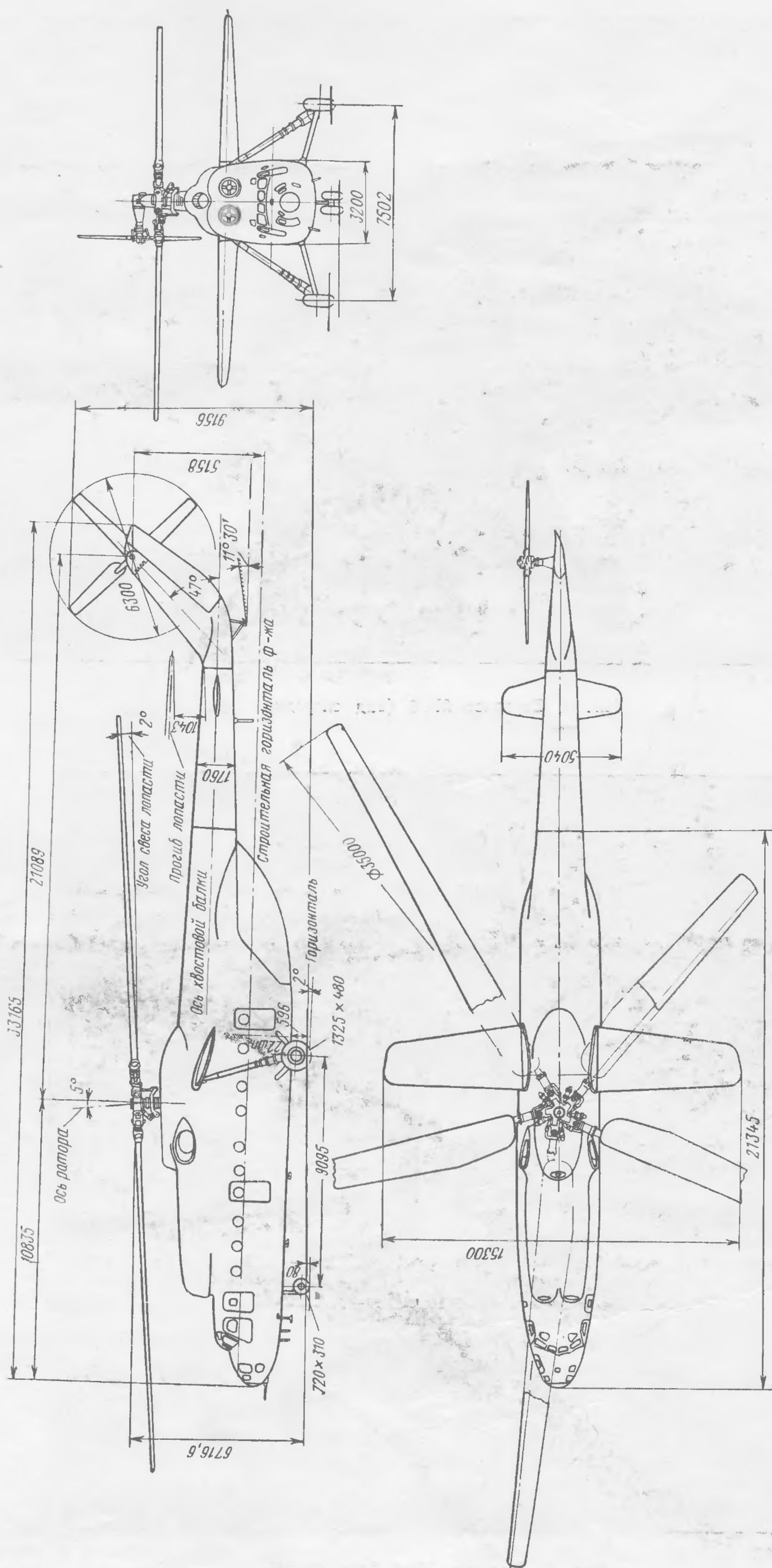


Фиг. 4. Вертолет Ми-6 (вид спереди).



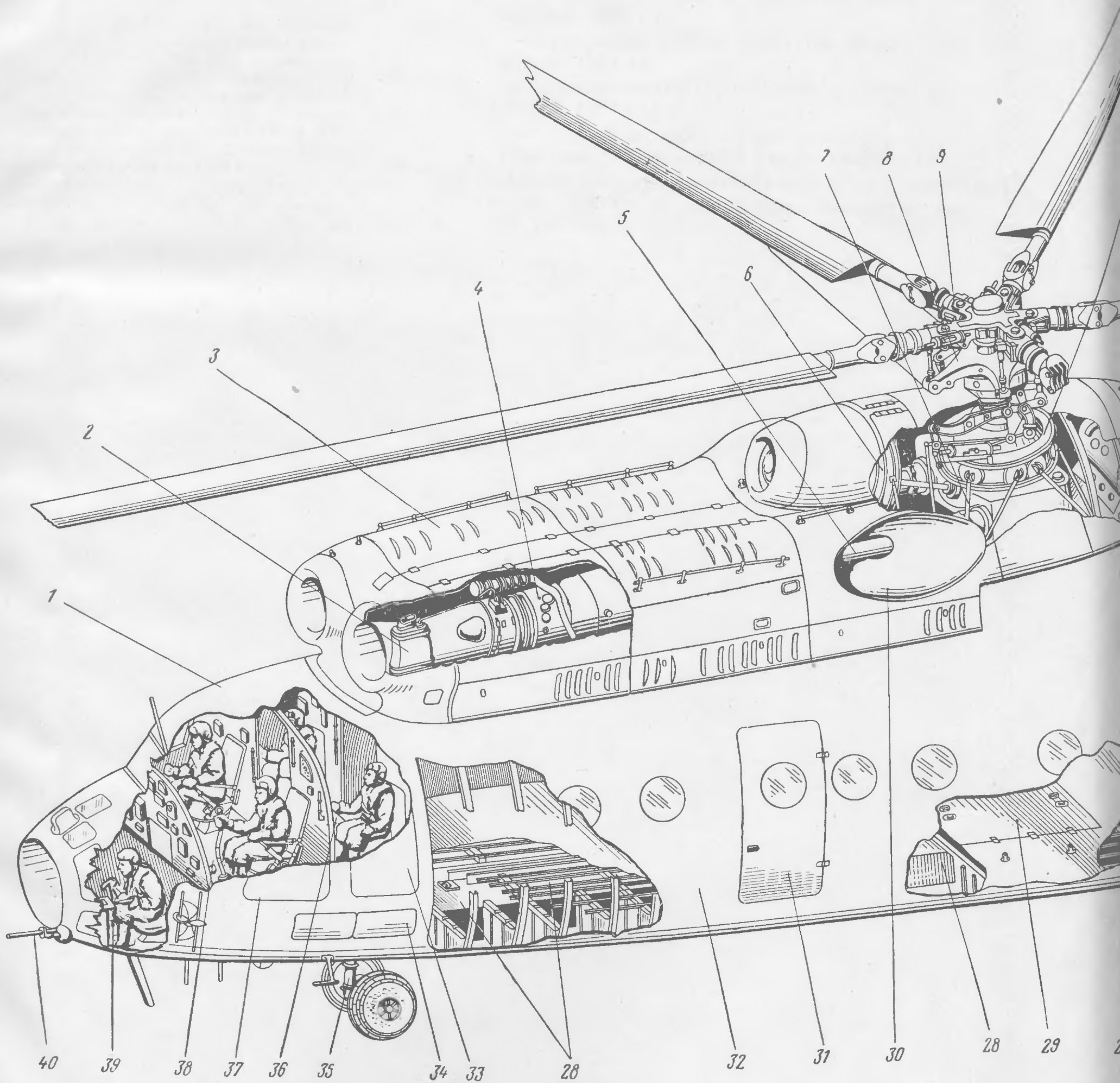
Фиг. 5. Вертолет Ми-6 (вид сзади).





Фиг. 6. Общий вид вертолета Ми-6 в трех проекциях.





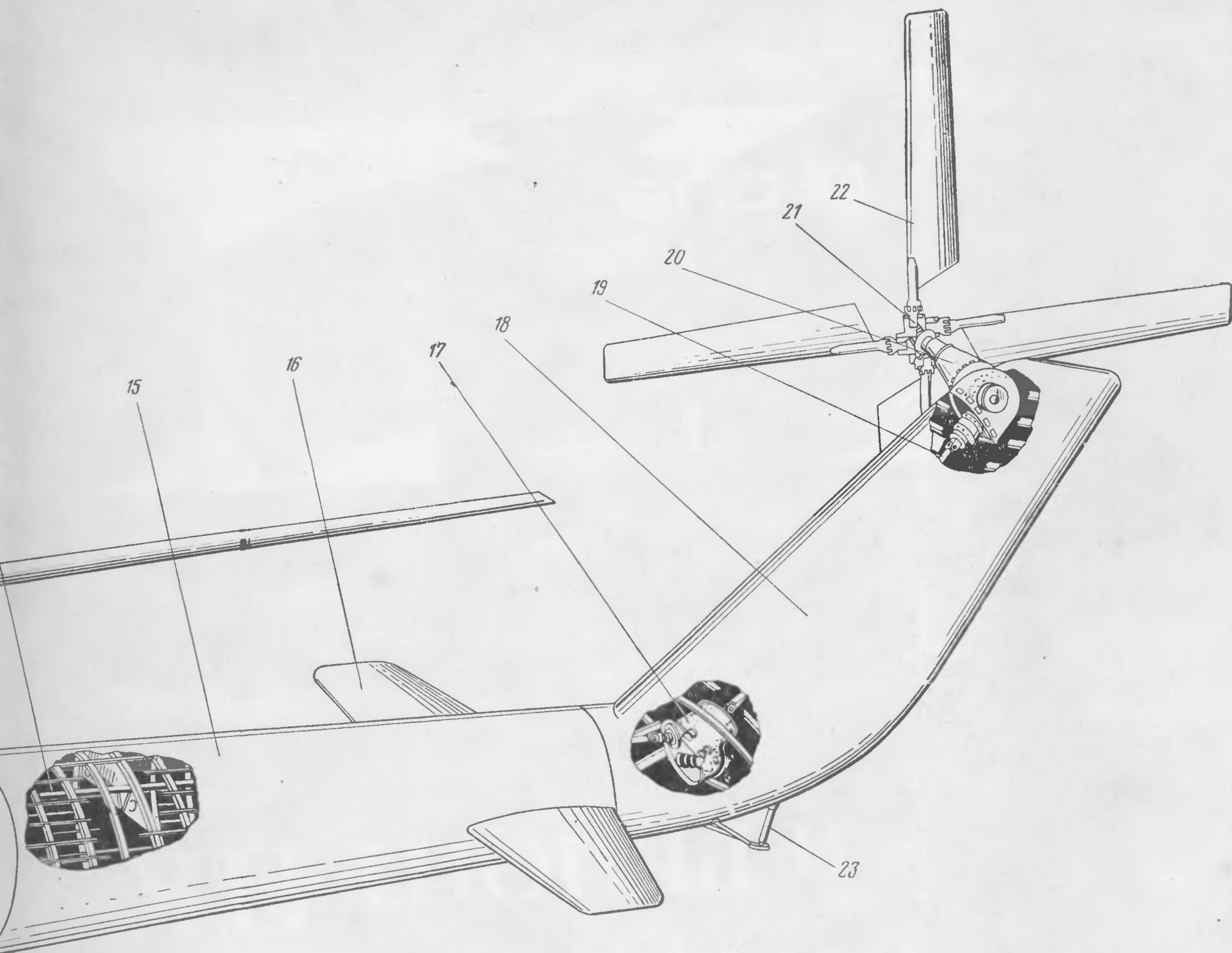
1—носовая часть фюзеляжа; 2—маслобак; 3—капот; 4—двигатель Д-25В; 5—кожух вала трансмиссии двигателя; 6—вентиляторная установка; 7—рама главного редуктора; 8—автомат перекося; 9—штулка несущего винта; 10—главный редуктор; 11—гидробак; 12—верхние топливные баки; 13—ло-

пасть несущего  
хвостовая  
дуктор; 18—  
20—хвостовая  
пасть хвоста









го покидания  
28—нижние  
го пола; 30—  
кабины; 32—  
дверь кабины

радиста и борттехника; 34—крышка ниши под контейнеры аккумуляторов; 35—передняя стойка шасси; 36—кабина радиста и борттехника; 37—аварийная дверь кабины летчиков; 38—кабина летчиков; 39—кабина штурмана; 40—носовая стрелковая установка.



## ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА Ми-6

Максимальная скорость горизонтального полета (ограничена главным конструктором) . . . . .	250 км/час
Крейсерская скорость при нормальном полетном весе (на высоте 1000 м) . . . . .	200 "
Минимальная скорость (у земли) . . . . .	0 "
Максимальная высота полета при нормальном взлетном весе . . . . .	4500 м
Максимальная высота полета в перегрузочном варианте вертолета . . . . .	1500 "
Время подъема (при работе двигателей на номинальном режиме):	
на 1000 м . . . . .	3,0 мин.
на 3000 " . . . . .	9,5 "
на 4500 " . . . . .	22,0 "
Практическая дальность полета при крейсерской скорости с нормальным запасом топлива 6315 кг на высоте 1000 м (с 5%-ным остатком невыработанного топлива) . . . . .	500 км
Практическая дальность полета при крейсерской скорости на $H=1000$ м с дополнительным топливом в двух подвесных баках. Общий запас топлива 9805 кг (с 5%-ным остатком невыработанного топлива) . . . . .	810 км
Практическая продолжительность полета при экономической скорости 120—140 км/час с нормальным запасом топлива 6315 кг . . . . .	2 ч. 40 м.

### Грузоподъемность:

в нормальном варианте . . . . .	6000 кг
в перегрузочном варианте . . . . .	8000 "
в перегрузочном варианте с уменьшенным количеством топлива ( $G_T = 2315$ кг) . . . . .	до 12000 "
на внешней подвеске . . . . .	до 8000 "

Эти данные не являются предельными для вертолета, а временно ограничены главным конструктором по соображениям прочности и аэродинамики.

В процессе испытаний на вертолете были достигнуты следующие скорости и высоты полета с грузом, зарегистрированные в качестве мировых рекордов:

— груз весом 12004 кг поднят на высоту 2432 м (октябрь 1957 г.);

— груз весом 5000 кг поднят на высоту 5584 м (апрель 1959 г.);

— груз весом 10000 кг поднят на высоту 4885 м (апрель 1959 г.);

— средняя скорость в полете по замкнутому кругу на базе 100 км — 268,9 км/час (ноябрь 1959 г.).

Кроме того, при испытании вертолета с полетным весом 33000 кг достигнута скорость более 300 км/час.



## ГЛАВА II

# ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ, РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ И КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

### ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Длина вертолета:	
без несущего и хвостового винтов . . . . .	33,165 м
с вращающимися несущим и хвостовым винтами . . . . .	41,739 "
минимальная с остановленными винтами . . . . .	37,490 "
Расстояние от носка фюзеляжа до оси вала несущего винта . . . . .	10,835 "
Расстояние от носка фюзеляжа до разъема с хвостовой балкой . . . . .	21,345 "
Максимальная ширина фюзеляжа (наружная) . . . . .	3,200 "
Максимальный диаметр хвостовой балки . . . . .	1,760 "
Длина хвостовой балки . . . . .	6,290 "
Расстояние от земли до нижней точки фюзеляжа (клиренс) при стоянке вертолета с нормальным взлетным весом . . . . .	0,596 "
Стояночный угол . . . . .	2°
Минимальная высота вертолета на стоянке при нормальном полетном весе и с остановленным хвостовым винтом . . . . .	9,156 м

### КРЫЛО

Размах крыла . . . . .	15,3 м
Площадь . . . . .	35 м <sup>2</sup>
Углы установки крыла относительно строительной горизонтали (по левой консоли):	
в полете . . . . .	14°15'
на режиме самовращения несущего винта . . . . .	4°15'

### СТАБИЛИЗАТОР

Площадь горизонтального оперения . . . . .	4,87 м <sup>2</sup>
Угол отклонения стабилизатора (относительно строительной горизонтали):	
вверх . . . . .	+5°30'
вниз . . . . .	-7°30'

### НЕСУЩИЙ ВИНТ

Диаметр . . . . .	35 м
Число лопастей . . . . .	5
Направление вращения . . . . .	против часовой стрелки (если смотреть снизу)
Площадь, ометаемая несущим винтом . . . . .	960 м <sup>2</sup>
Коэффициент заполнения . . . . .	0,0865

Удельная нагрузка . . . . .	41,0 кг/м <sup>2</sup>
Угол свеса лопастей:	
при упоре на собачку центробежного ограничителя . . . . .	2°
при упоре на скобу . . . . .	8°
Максимально возможный угол взмаха . . . . .	25°
Угол установки лопастей (по указателю на приборной доске):	
минимальный . . . . .	1°
максимальный . . . . .	15°30'
Угол отклонения лопастей в плоскости вращения несущего винта (отсчитывается от направления, перпендикулярного оси горизонтального шарнира):	
вперед по вращению . . . . .	16°
назад . . . . .	18°
Угол наклона автомата перекоса:	
вперед . . . . .	6°30' ± 15'
назад . . . . .	4° ± 15'
вправо . . . . .	3°50' ± 10'
влево . . . . .	5°20' ± 15'
Наклон оси несущего винта относительно перпендикуляра к строительной горизонтали . . . . .	вперед 5°

### ХВОСТОВОЙ ВИНТ АВ-63-Х6

Диаметр . . . . .	6,3 м
Направление вращения . . . . .	по часовой стрелке (если смотреть на фланец хвостового редуктора)
Число лопастей . . . . .	4
Углы установки лопастей:	
при правой педали на упоре . . . . .	+23° ± 30'
при левой педали на упоре . . . . .	-9° ± 30'

### ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Шасси . . . . .	трехколесное неубирающееся
Колея главного шасси . . . . .	7,502 м
База шасси . . . . .	9,095 "
Размеры колес шасси:	
переднего . . . . .	720 × 310 мм
главного . . . . .	1325 × 480 "



# ГЛАВА III

## ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

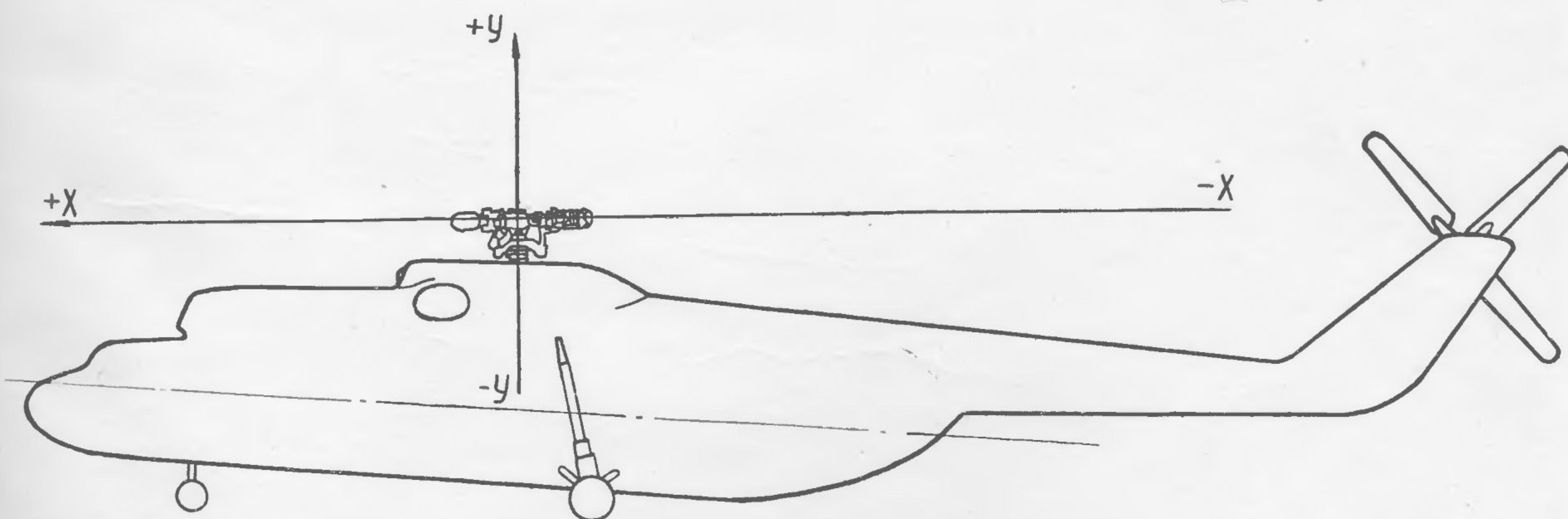
Весовые и центровочные данные вертолета в основных вариантах загрузки даны в табл. 1.

### ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ЗАГРУЗКИ ВЕРТОЛЕТА

Таблица 1

Наименование весов и центровок	В а р и а н т ы				
	транс- портный	перего- ночный	десант- ный	санитар- ный	с грузом на внеш- ней под- веске
Неизменяемая часть пустого вертолета: вес в кг	26500	26500	26500	26500	26500
центровка в м	-0,313	-0,313	-0,313	-0,313	-0,313
Оборудование вер- толета данного варианта в кг	—	257	80	252	211
Вес пустого верто- лета данного ва- рианта в кг	26500	26757	26580	26752	26711
Нагрузка (полная) в кг	13070	12960	13085	10980	10835
в том числе: Экипаж в кг	450	450	450	450	450

Наименование весов и центровок	В а р и а н т ы				
	транс- портный	перего- ночный	десант- ный	санитар- ный	с грузом на внеш- ней под- веске
Масло в кг	280	280	280	280	280
Топливо ( $\gamma=0,775$ ) в кг	6315	9805	6315	6315	2000
Боезапас в кг	25	25	25	25	25
Десантники в кг	—	—	6000	—	—
Груз в кг	6000	2400	—	—	8000
Раненые в кг	—	—	—	3690	—
Медработники в кг	—	—	—	180	—
Вода питьевая в л	—	—	15	15	—
Вода для санузла в л	—	—	—	25	—
Нормальный взлет- ный вес в кг	39570	39717	39665	37732	37546
Центровка в мм	0,022	-0,052	-0,025	-0,064	0,170
Груз в перегрузоч- ном варианте в кг	8000	4400	—	—	—
Перегрузочный взлетный вес в кг	41570	41717	—	—	—
Центровка в м	0,077	0,023	—	—	—



Фиг. 8. Схема координатных осей.



Центровка вертолета приведена только в продольном направлении, так как центровка в вертикальном направлении практически не имеет значения при эксплуатации вертолета.

Центровка в поперечном направлении, как правило, не рассчитывается. Однако следует иметь в виду, что груз в кабине вертолета необходимо располагать симметрично. Если конфигурация грузов требует несимметричного расположения, то по условиям управляемости момент от несимметрично расположенного груза как на левом, так и на правом бортах допустим не более 4000 кгм (плечо считается от оси симметрии вертолета до центра тяжести груза).

### ВЕС ОСНОВНЫХ АГРЕГАТОВ ВЕРТОЛЕТА

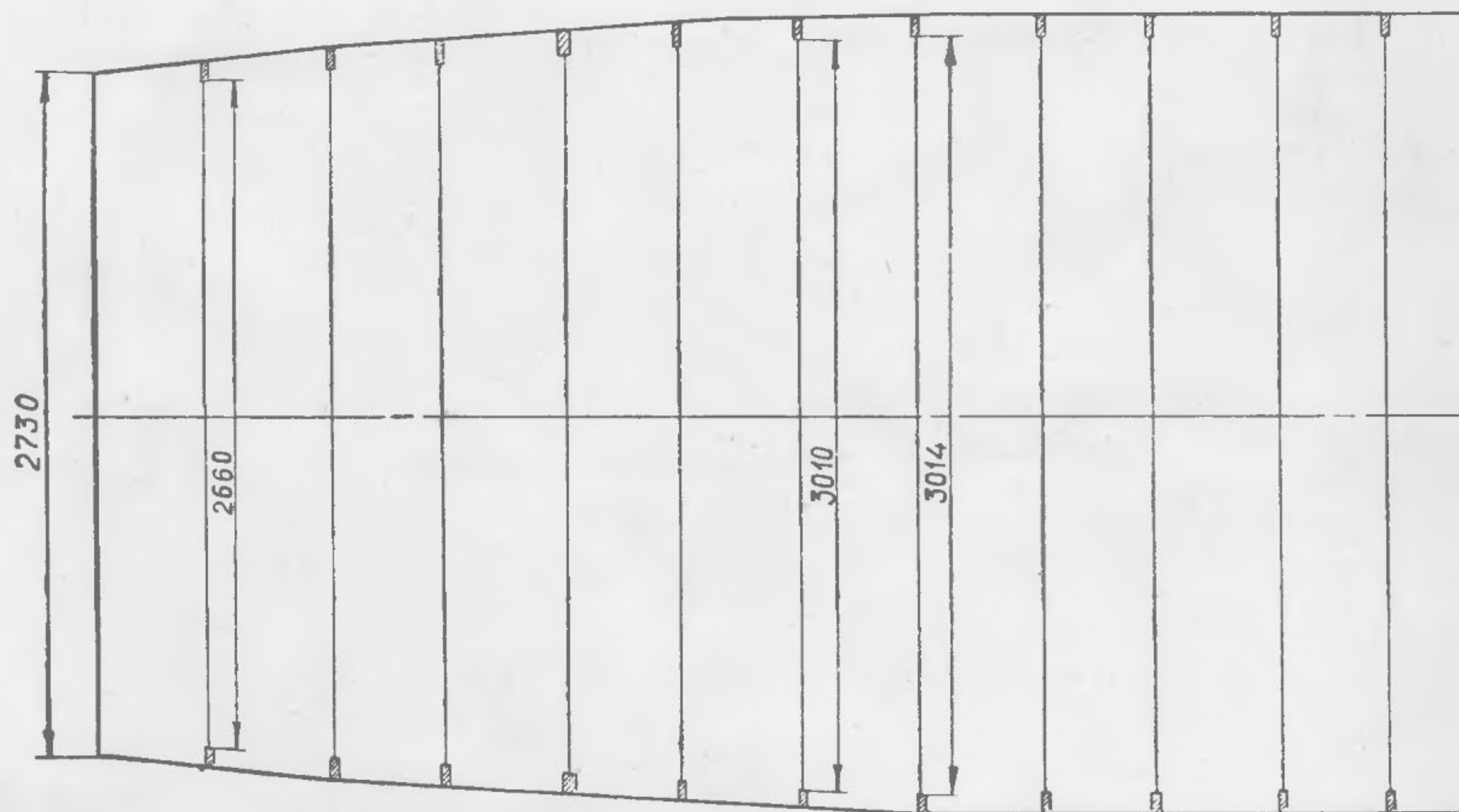
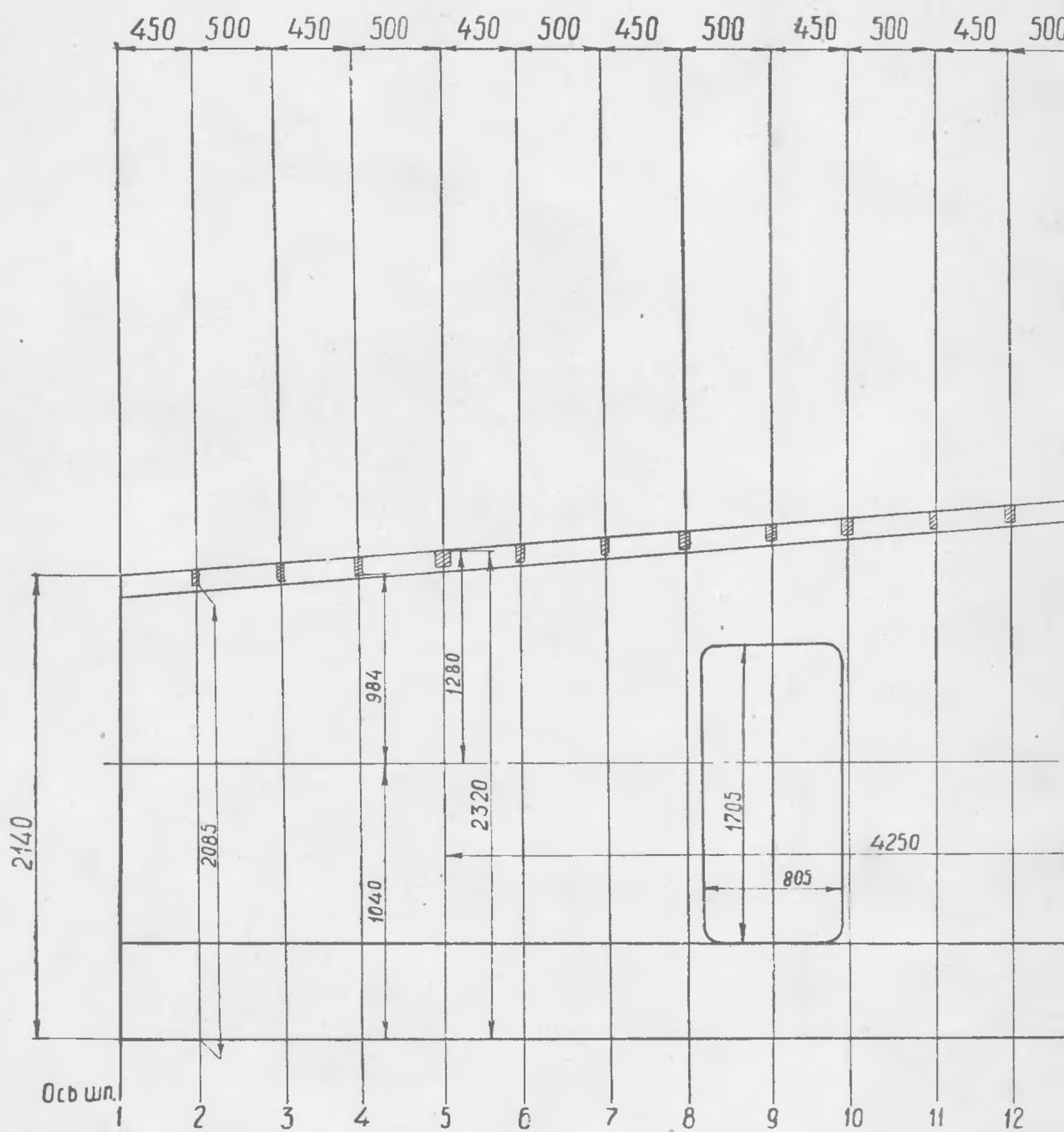
№ по пор.	Наименование агрегата	Количество	Вес кг
1	Носовая часть фюзеляжа	1	366
2	Средняя часть фюзеляжа	1	3400
3	Хвостовая балка	1	360
4	Концевая балка	1	256
5	Консоли крыла	2	по 252
6	Центропланная балка	1	153
7	Стабилизатор	1	39

№ по пор.	Наименование агрегата	Количество	Вес кг
8	Главная нога шасси	2	по 520
9	Передняя нога шасси	1	200
10	Двигатель Д-25В (сухой)	2	по 1275
11	Главный редуктор Р-7	1	3237
12	Промежуточный редуктор	1	104
13	Хвостовой редуктор	1	287
14	Втулка несущего винта	1	3148
15	Автомат перекося	1	696
16	Лопасты несущего винта	5	по 696
17	Хвостовой винт в сборе со втулкой	1	570
18	Вентиляторная установка (с радиаторами)	1	239
19	Подвесные баки с креплениями	2	по 128,5

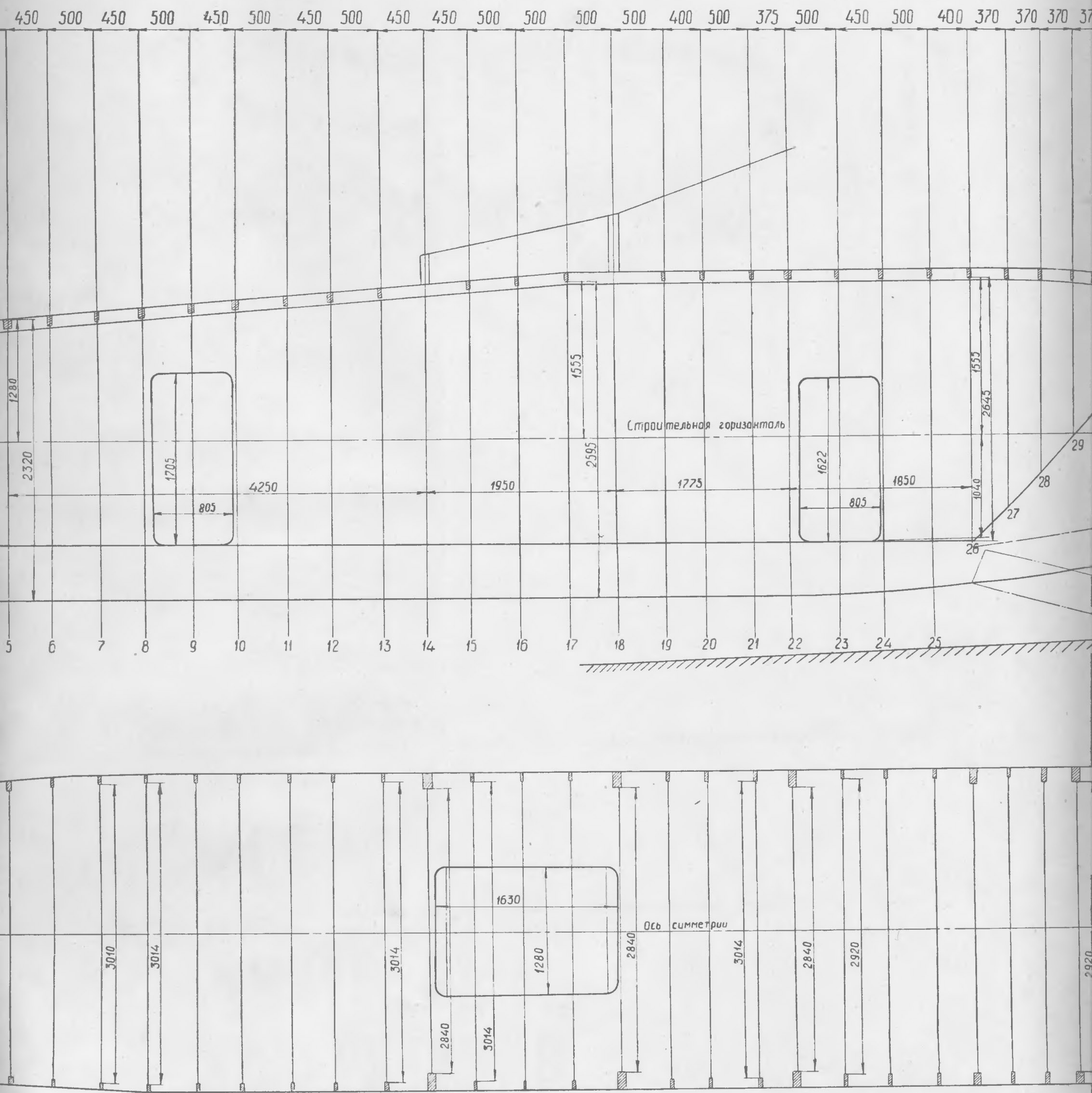
Предельно допустимые центровки:  
 передняя +360 мм впереди оси несущего винта;  
 задняя —220 мм позади оси несущего винта для вертолета с полной заправкой топлива (6315 кг) и без груза;  
 задняя —200 мм позади оси несущего винта для загруженного вертолета всех вариантов применения.

На фиг. 8 дана схема координатных осей при отсчете центровок.





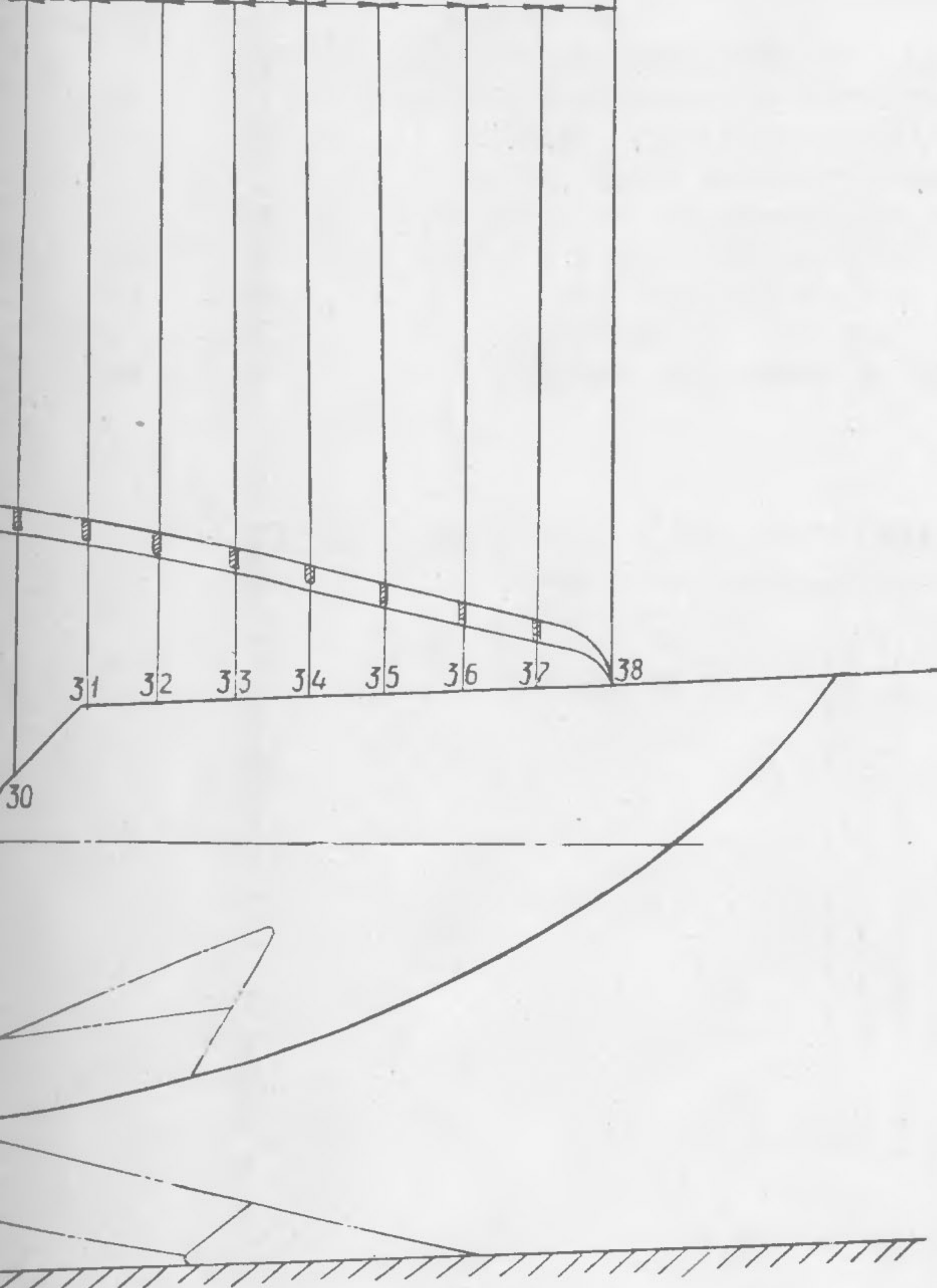




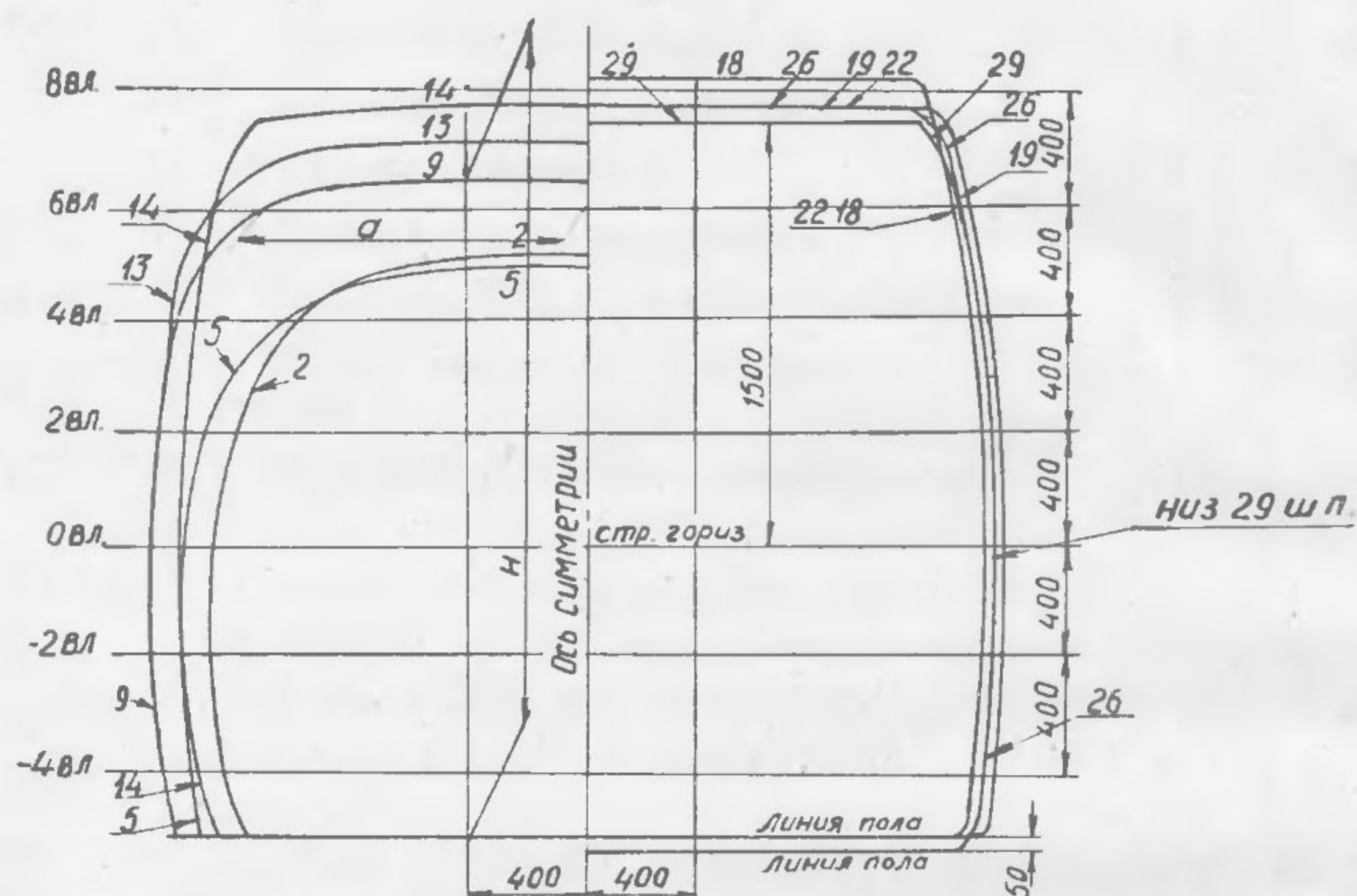
Фиг. 9. Размеры грузовой кабины.



370 370 370 370 370 375 365 370



Поперечные сечения внутренних обводов по шпангоутам



Поперечные сечения внутренних обводов по 31-33-37 шп.

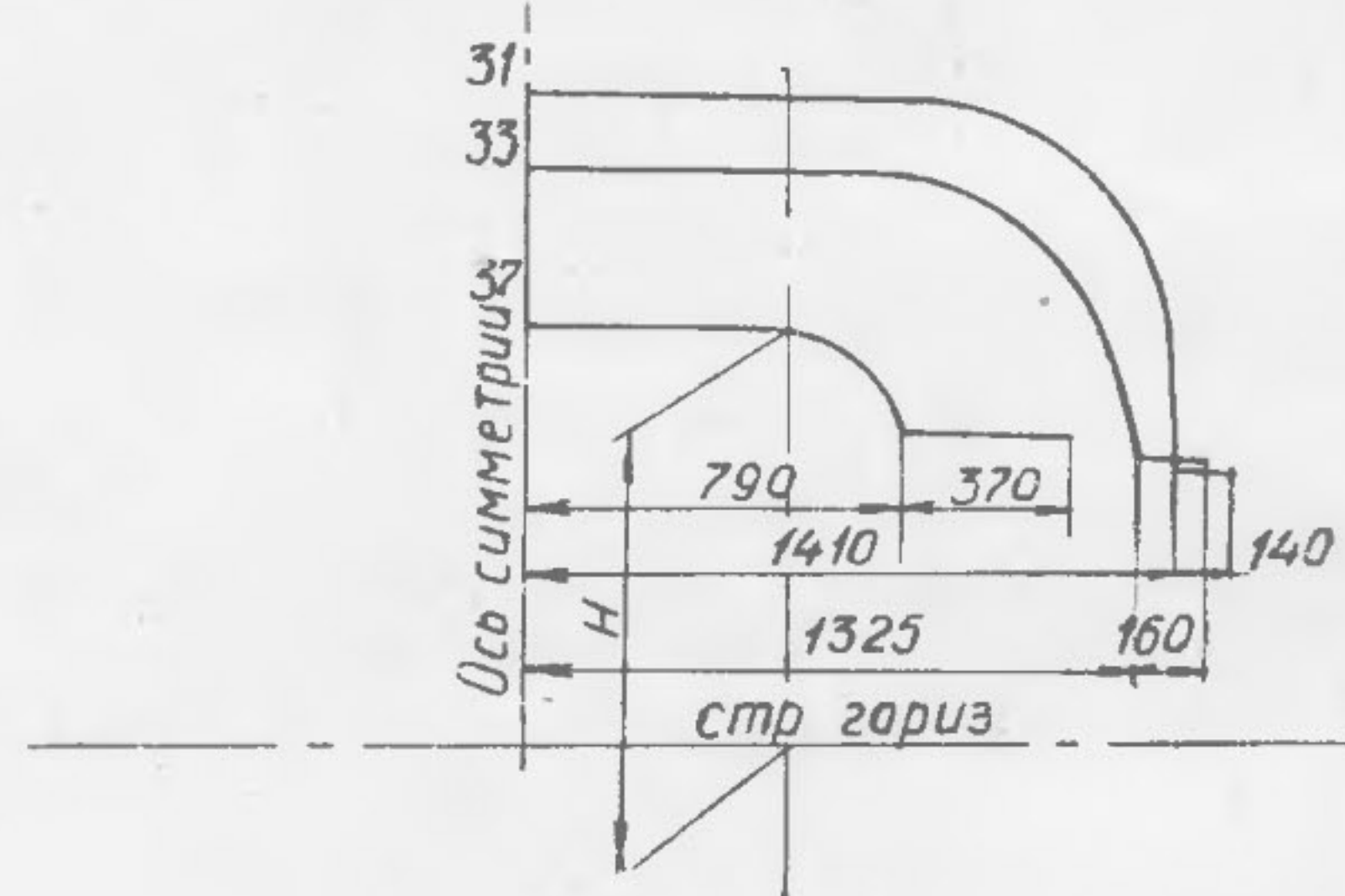


Таблица размеров поперечных внутренних обводов

N шп.	Ватерлинии (размер а)							размер Н
	-4вл.	-2вл.	0	2вл.	4вл.	5вл.	8вл.	
2	1290	1325	1300	1240	1050	—	—	2055
5	1410	1440	1420	1340	1120	—	—	2015
9	1485	1510	1515	1500	1450	1140	—	2325
13	1485	1510	1515	1500	1470	1370	—	2460
14	1390	1420	1425	1410	1380	1315	—	2600
18	1390	1420	1425	1415	1375	1310	1220	2700
19	1460	1480	1485	1470	1430	1380	—	2600
22	1390	1420	1425	1415	1375	1310	—	2600
26	1430	1460	1455	1450	1415	1360	—	2650
29	—	—	1455	1450	1410	1345	—	—
31								1410
33								1270
37								940



## ГЛАВА IV

# КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА

Вертолет Ми-6 построен по одновинтовой схеме с двумя турбовинтовыми двигателями Д-25В и состоит из следующих основных агрегатов и систем:

- фюзеляжа;
- крыла;
- стабилизатора;
- двигательной установки;
- несущего винта;
- хвостового винта;
- трансмиссии и вентиляторной установки;
- управления;
- шасси;
- гидросистемы;
- воздушной системы;
- устройства для наружной подвески грузов;
- вооружения;
- приборного оборудования;
- электрооборудования;
- радиооборудования;
- специального оборудования.

### ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж вертолета представляет собой клепаную цельнометаллическую конструкцию обтекаемой формы, состоящую из продольного стрингерного набора, шпангоутов и дуралюминовой обшивки разной толщины.

Фюзеляж состоит из четырех основных частей: носовой, центральной, хвостовой и концевой балок.

В носовой части фюзеляжа размещены кабины экипажа, а также большая часть основного оборудования и стрелковая установка. Носовая часть разделена перегородками на три кабины: в передней части размещается кабина штурмана, за ней кабина летчиков и затем кабина радиста и борттехника. Между рабочими местами членов экипажа имеется проход.

В центральной части фюзеляжа размещаются двигательный и редукторный отсеки, грузовая кабина с грузовыми трапами, а также отсеки топливных баков.

Грузовая кабина (фиг. 9) обеспечивает размещение в ней различных видов боевой техники и крупногабаритных грузов. Пол грузовой кабины представляет собой силовую конструкцию. Под полом размещены контейнеры восьми топливных ба-

ков. Остальные три бака размещены в контейнерах над потолком грузовой кабины. Над грузовой кабиной также размещены двигательный и редукторный отсеки.

Грузовая кабина заканчивается гидравлически открывающимися створками и трапами для погрузки техники в грузовую кабину. Створки в закрытом положении образуют задний обвод фюзеляжа. На правом борту грузовой кабины расположены дверь и 9 окон, а на левом борту — 2 двери и 7 окон. Кроме того, по одному окну имеется в каждой двери. В полу грузовой кабины имеется центральный люк, который закрывается створками.

Хвостовая балка представляет собой дуралюминовую клепаную конструкцию, состоящую из шпангоутов, стрингерного набора и дуралюминовой обшивки.

Хвостовая балка стыкуется с фюзеляжем по торцовому шпангоуту № 42 через фитинги. Внутри балки размещаются хвостовой вал трансмиссии, тросы ножного управления и узлы крепления стабилизатора.

Концевая балка является продолжением хвостовой балки и имеет излом оси вверх под углом  $47^\circ$  к оси хвостовой балки. В нижней части концевой балки устанавливается промежуточный редуктор, а в верхней ее части — хвостовой редуктор, на валу которого монтируется хвостовой винт.

Концевая балка состоит из трех основных частей: килевой балки, фиксированного руля и съемного обтекателя, при снятии которого обеспечивается подход к промежуточному редуктору и узлу крепления амортизационной стойки хвостовой опоры.

Килевая балка состоит из шпангоутов, наклонного лонжерона, нервюр и дуралюминовой обшивки. На лонжероне установлен узел крепления амортизационной стойки хвостовой опоры.

Фиксированный руль клепаной конструкции состоит из нервюр, продольного набора из уголков, перекрещивающихся лент и обшивки. С целью разгрузки хвостового винта при полете на максимальной скорости нервюры имеют несимметричный профиль. Со стороны хвостового винта руль обшит дуралюминовым листом, а с противоположной стороны — полотном. В верхней части руля, с левой стороны, установлены жабры для выхода воздуха,



охлаждающего промежуточный редуктор. Фиксированный руль крепится к килевой балке винтами и самоконтрящимися гайками.

Съемный обтекатель состоит из дуралюминового каркаса и обшивки из электрона. Обтекатель крепится к килевой балке и фиксированному рулю винтами и самоконтрящимися гайками.

## КРЫЛО

На вертолете имеется свободнонесущее управляемое крыло, которое с помощью гидромеханизма ГМК-1 фиксируется в двух положениях (замеры по левой консоли):

— на всех моторных режимах полета под углом атаки  $+14^{\circ}15'$  к строительной горизонтали;

— на режиме самовращения несущего винта под углом  $+4^{\circ}15'$ .

Правая консоль имеет угол заклинения на  $1^{\circ}30'$  больше левой.

Крыло клепаной конструкции состоит из центропланной балки и пристыкованных к ней правой и левой консолей. Консоль крыла состоит из лонжерона-кессона, носовой и хвостовой частей и законцовки. В каркас крыла, кроме лонжерона, входит набор нервюр и стрингеров. Крыло обшито дуралюминиевыми листами различной толщины.

Центропланная балка коробчатого сечения склепана из толстого листового дуралюмина, а ее верхние и нижние стенки подкреплены стрингерами. Стенки соединены между собой продольными профилями и подкреплены глухими поперечными диафрагмами.

Центропланная балка проходит между шпангоутами № 18 и 19 фюзеляжа и шарнирно крепится к двум узлам, расположенным на шпангоуте № 18. На нижних передних углах балки симметрично относительно оси фюзеляжа приклепаны два ответных узла. Сверху, на правом переднем углу, балка имеет узел для крепления штока гидромеханизма ГМК-1.

Для плавного сопряжения крыла с фюзеляжем установлены зализы.

Участок крыла, подвергающийся нагреву от выхлопных газов, защищен специальным экраном. Этот экран ставится на угольниках из материала с малой теплопроводностью и крепится болтами и анкерными гайками. Между экраном и обшивкой крыла имеется зазор для продува холодным воздухом.

## СТАБИЛИЗАТОР

На вертолете установлен стабилизатор, предназначенный для обеспечения устойчивости и управляемости вертолета. Стабилизатор состоит из правой и левой консолей, соединенных между собой лонжероном. В каркас стабилизатора, кроме балочного лонжерона, входят дуралюминиевые нервюры, диафрагмы и хвостовой стрингер. Носовая часть стабилизатора обшита листовым дуралюмином, а хвостовая часть — полотном. На стабилизаторе имеются два узла для подвески его к хвостовой балке, а также узел крепления тяги управления.

## ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

На вертолете, над грузовой кабиной, симметрично относительно продольной оси с наклоном вниз на  $5^{\circ}$  к оси фюзеляжа, установлены два турбовин-

товых двигателя Д-25В. Каждый двигатель крепится к фюзеляжу кронштейнами и регулируемые стойками с резиновой амортизацией. Оба двигателя работают независимо друг от друга, что позволяет, в случае необходимости, производить полет с одним работающим двигателем.

Особенностью двигателя Д-25В является наличие свободной двухступенчатой турбины, которая соединяется с главным редуктором трансмиссионным валом. Наличие газовой связи между двигателями и главным редуктором не требует применения в конструкции механической муфты включения.

Свободная турбина позволяет несущему винту устанавливать обороты в необходимом диапазоне независимо от режима работы двигателя, чем обеспечиваются оптимальные удельные расходы топлива при различных условиях эксплуатации двигателя.

Мощность двигателя на каждом из режимов его работы сохраняется постоянной до расчетной высоты ( $H=3000$  м) за счет повышения температуры газов перед турбиной.

На фиг. 10 приведены высотные характеристики двигателя при стандартных условиях и скорости полета  $V=0$ , где мощности и удельные расходы топлива показаны без учета реактивной тяги газов, выходящих из сопла.

Таблица 2

Режимы работы двигателя на земле при стандартных атмосферных условиях и скорости полета  $V=0$

Наименование режима	Время непрерывной работы двигателя мин. не более	Мощность на валу свободной турбины л. с.	Число оборотов об/мин.		Температура газа за турбиной °С не более	Удельный расход топлива г/лсч не более
			компрессора	свободной турбины		
Взлетный	6	5500—2%*	9950±100	7800±50	555	290
Боевой	15	5200—2%	9850±100	7800±50	545	295
Номинальный	120	4700—2%	9670±100	7800±50	530	305
Крейсерский 0,85 номинального	Без ограничения	4000—2%	9430±100	7800±50	510	317
Крейсерский 0,66 номинального	То же	3100—2%	9080±100	7800±50	500	346
Малый газ	20	—	5500±100	—	500	450 кг/час

\* Заданная взлетная мощность поддерживается до температуры заторможенного потока на входе в двигатель не выше  $+40^{\circ}\text{C}$  и при оборотах турбины винта 8100 об/мин.

Двигатель состоит из следующих основных узлов:

— входного корпуса компрессора с коробками приводов агрегатов;

— осевого девятиступенчатого компрессора;

— трубчатого кольцевого камеры сгорания с двенадцатью жаровыми трубами;

— одноступенчатой газовой турбины, работающей на привод компрессора;

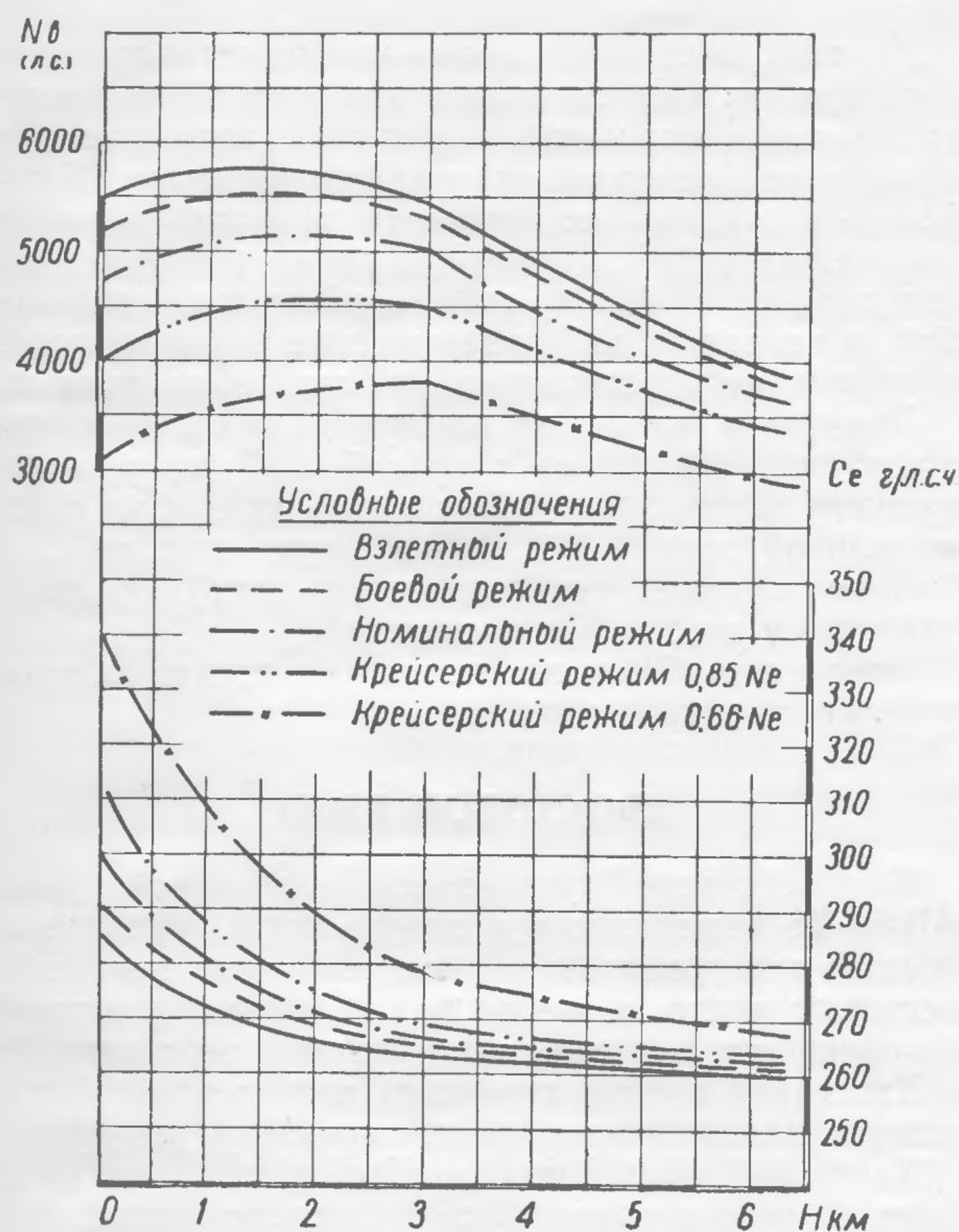
— двухступенчатой свободной турбины, работающей на привод вала главного редуктора;

— трансмиссии, передающей крутящий момент от двухступенчатой турбины к главному редуктору;

— системы топливопитания и автоматического управления двигателем;



- системы автономного запуска со starter-генератором;
- масляной системы;
- выхлопной трубы.



Фиг. 10. Высотные характеристики двигателя Д-25В.

### ТОПЛИВО И МАСЛО

Сорт топлива . . . . .	ТС-1 (ГОСТ 7149—54) или Т-2 (ГОСТ 8410—57) или Т-1 (ГОСТ 4138—49)
Сорт масла для турбокомпрессорной части двигателя . . . . .	трансформаторное масло (ГОСТ 982—56) или МК-8 (ГОСТ 6457—53)
Сорт масла для трансмиссии и турбины винта:	
зимнее . . . . .	смесь 50% масла МК-22 или МС-20 (ГОСТ 1013—49) с 50% трансформаторного масла (ГОСТ 982—56) или МК-8
летнее . . . . .	смесь 75% масла МК-22 или МС-20 с 25% трансформаторного масла или МК-8

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ

Габариты двигателя в мм:	
длина . . . . .	2737
длина (с трансмиссией) . . . . .	5537
ширина . . . . .	1086
высота . . . . .	1158
Сухой вес двигателя в кг . . . . .	1200±2%
Вес двигателя с агрегатами в кг . . . . .	1325
Направление вращения, смотря на двигатель со стороны турбины:	
компрессора . . . . .	левое
турбины . . . . .	левое
Компрессор:	
тип . . . . .	осевой
количество ступеней . . . . .	9

степень повышения давления на взлетном режиме (в статических условиях) . . . . .	5,6±0,2
степень повышения давления на номинальном режиме (в статических условиях) . . . . .	5,2±0,2
система перепуска воздуха . . . . .	ленточный перепуск
обороты компрессора при закрытии лент перепуска, об/мин . . . . .	8800±100
обороты компрессора при открытии лент перепуска, об/мин . . . . .	8300±100
Камера сгорания . . . . .	трубчато-кольцевая
Количество жаровых труб . . . . .	12
Порядок нумерации жаровых труб . . . . .	против часовой стрелки, смотря со стороны турбины и считая первой верхнюю слева от вертикальной оси двигателя
Турбина:	
тип . . . . .	осевая, реактивная
количество ступеней . . . . .	три: первая ступень на привод компрессора, вторая и третья ступени (свободная турбина) — на привод вала несущего винта вертолета
Топливные форсунки:	
тип . . . . .	центробежные, двухконтурные, двухсплошные
условное обозначение . . . . .	ФР-23ДС
количество . . . . .	12
давление топлива в коллекторе первого контура форсунок кг/см² . . . . .	не более 53
система смазки двигателя . . . . .	циркуляционная под давлением

Для отвода отработанных газов в атмосферу каждый двигатель имеет сварную выхлопную трубу с внутренним тоннелем. Через этот тоннель проходит трансмиссия двигателя, соединяющая вал свободной турбины двигателя с главным редуктором.

На выхлопную трубу снаружи устанавливается кожух с приваренными на внутренней поверхности профилями, которые образуют спиральные каналы, направляющие поток воздуха для охлаждения выхлопной трубы.

Сверху, позади двигателей, в развале между выхлопными трубами смонтирована вентиляторная установка с приводом от главного редуктора. Воздух, поступающий из вентилятора, продувает маслорадиаторы, а часть его по трубопроводам подводится к выхлопным трубам, к агрегатам главного редуктора и двигателей, требующим принудительного охлаждения.

Топливная система вертолета выполнена по двухпроводной системе.

Топливо размещается в 11 мягких баках, соединенных трубопроводами, образующих 5 групп. В каждой группе баков, а также и в резервном баке, установлены подкачивающие электронасосы, обеспечивающие перекачку топлива и создание необходимого давления перед насосами двигателей. Для замера количества топлива в баках установлены датчики топливомеров. Для увеличения дальности полета на вертолете предусмотрена установка двух дополнительных подвесных баков, крепящихся раскосами снаружи по бортам фюзеляжа. Топливо из этих баков самотеком поступает в бак № 7.



Ниже приводится разбивка баков по группам и их емкость:

I группа (баки № 2, 3) . . .	940 л (по 470 л в каждом баке)
II группа (баки № 4, 5, 6) . . .	1410 „ (по 470 „ „ „ )
III группа (баки № 7, 8) . . .	870 „ (по 435 „ „ „ )
IV группа (баки № 9, 10) . . .	2700 „ (по 1350 „ „ „ )
V группа (бак № 11) . . .	1760 „
Резервный бак № 1 . . .	470 „
Общая емкость баков . . .	8150 „
Емкость двух дополнительных подвесных баков . . .	4500 л (по 2250 л в каждом баке)

Питание двигателей топливом осуществляется автоматически, при этом имеется возможность включать или выключать ручную любой топливный насос и изменять порядок выработки топлива из баков.

В топливной системе применен нейтральный газ. Для этой цели над потолком грузовой кабины установлены 3 восьмилитровых баллона с углекислотой.

Отсеки двигательной установки, главного редуктора и топливных баков оборудованы системой пожаротушения, которая действует автоматически при получении сигнала от термоизвещателей.

Силовая установка вертолета имеет две масло-системы:

— маслосистему компрессорной части двигателей, состоящую из двух баков емкостью по 30 л, двух радиаторов и трубопроводов;

— маслосистему главного редуктора, свободных турбин и трансмиссии двигателей, состоящую из двух радиаторов с клапанами перепуска и трубопроводов.

Двигатели, вентилятор и главный редуктор закрыты общим капотом. Конструктивно капот состоит: из заборников воздуха, переднего отсека, противопожарных перегородок, вентиляторного и редукторного отсеков, а также концевой обтекателя.

В целях предохранения заборников воздуха от обледенения в носовой части их вмонтированы электронагреватели. Между наружной и внутренней обшивками заборников воздуха на ложементах установлены маслобаки компрессорной части двигателей.

Для обеспечения подходов при обслуживании двигателей, редуктора и вентилятора на правой и левой сторонах капота имеются гидравлически открывающиеся и закрывающиеся трапы и откидные крышки.

### НЕСУЩИЙ ВИНТ

Несущий винт состоит из втулки и пяти лопастей. Благодаря шарнирному соединению лопастей с корпусом втулки обеспечивается возможность махового движения их относительно горизонтальных шарниров, колебательного движения в плоскости вращения относительно вертикальных шарниров, а также поворот лопастей вокруг осевых шарниров.

Маховое движение лопасти кинематически связано с поворотом ее вокруг осевого шарнира.

На вал главного редуктора монтируется втулка несущего винта, на которой устанавливаются лопасти.

Колебания лопастей в плоскости вращения несущего винта гасятся гидравлическими демпферами, установленными на втулке.

В целях повышения устойчивости движения лопастей и улучшения характеристик вертолета втулка имеет «компенсатор взмаха», который обеспечивает уменьшение угла установки лопасти при ее взмахе.

Лопасты несущего винта—цельнометаллической конструкции. Основным силовым элементом лопасти является стальной трубчатый лонжерон. На лонжероне специальными узлами крепятся 26 отдельных отсеков, не имеющих жесткого соединения между собой. Благодаря этому при деформации лопасти отсеки не взаимодействуют между собой, а передают аэродинамические и инерционные нагрузки непосредственно на лонжерон лопасти.

Лопасты в плане на комлевом участке имеют прямоугольную форму с хордой 1248 мм с последующим переходом в трапецевидную форму с минимальной хордой 620 мм на конце лопасти.

Лопасть имеет геометрическую закрутку, изменяющуюся по линейному закону.

Лопасты снабжены электрическим противообледенительным устройством.

### ХВОСТОВОЙ ВИНТ

На вертолете установлен хвостовой винт АВ-63-Х6 изменяемого в полете шага, предназначенный для уравнивания реактивного момента несущего винта, а также для обеспечения путевой устойчивости и путевого управления вертолетом.

Хвостовой винт с помощью эвольвентных шлицев устанавливается на валу хвостового редуктора.

Хвостовой винт приводится во вращение от главного редуктора через хвостовую трансмиссию.

Управление шагом хвостового винта производится из кабины летчиков педалями ножного управления.

Хвостовой винт—толкающий, реверсивный, имеет четыре деревянные трапецевидные лопасти с металлической оковкой. Лопасти крепятся к корпусу втулки хвостового винта шарнирами, обеспечивающими возможность махового движения лопастей.

Для защиты лопастей от обледенения вдоль передней кромки их установлены электронагревательные элементы.

Отдельные вертолеты оборудованы жидкостной противообледенительной системой хвостового винта.

### ТРАНСМИССИЯ

Трансмиссия вертолета предназначена для передачи мощности от свободных турбин двигателей на несущий и хвостовой винты и на вентиляторную установку.

Трансмиссия состоит из главного, промежуточного и хвостового редукторов, хвостового и концевых валов, тормоза несущего винта и привода вентилятора.

Главный редуктор понижает число оборотов и передает крутящий момент от двигателей на вал несущего винта, хвостовой вал и вентиляторную установку. На редукторе, кроме того, имеются четыре привода для гидронасосов, два привода для генераторов противообледенительной системы, два привода к датчикам тахометров и два запасных привода.



На корпусе редуктора, у вывода к хвостовому валу, установлен тормоз несущего винта с разжимными колодками, а барабан этого тормоза соединен с фланцем вывода хвостового вала. Тормоз несущего винта обеспечивает торможение трансмиссии при стоянке вертолета.

Главный редуктор вместе со свободными турбинами двигателей имеют самостоятельную маслосистему. Два маслососа, установленные в редукторе, прокачивают горячее масло через два воздушно-масляных радиатора. Общее количество масла в главном редукторе и его маслосистеме составляет примерно 260 л.

Хвостовой вал, предназначенный для передачи крутящего момента от главного редуктора через промежуточный редуктор к хвостовому редуктору, состоит из одиннадцати звеньев, из которых девять звеньев установлены на восьми опорах до промежуточного редуктора и два звена установлены от промежуточного до хвостового редукторов на одной опоре.

Наличие шлицевых соединений между звеньями хвостового вала обеспечивает компенсацию возможной неточности установки опор и устранение влияния упругих и температурных деформаций.

Промежуточный редуктор предназначен для передачи крутящего момента от главного редуктора к хвостовому, а также для понижения числа оборотов. Пара конических шестерен, имеющих спиральные зубья, обеспечивает наклон оси хвостового вала под углом  $47^\circ$  в соответствии с конструкцией концевой балки.

Промежуточный редуктор имеет две системы смазки: основную с принудительной подачей масла и дублирующую—барботажную, обеспечивающую смазку подшипников в случае отказа основной маслосистемы. В редуктор заливается 7 л масла.

С помощью четырех лап, установленных на картере, промежуточный редуктор крепится к узлам на шпангоуте концевой балки.

Хвостовой редуктор предназначен для передачи крутящего момента от промежуточного редуктора к хвостовому винту, а также для понижения числа оборотов. Он имеет одну пару конических шестерен со спиральным зубом. В редукторе смонтирован механизм управления шагом хвостового винта.

Хвостовой редуктор имеет самостоятельную маслосистему—основную с принудительной подачей масла и дублирующую—барботажную. В этот редуктор заливается 26 л масла.

Вентиляторная установка предназначена для охлаждения следующих агрегатов: маслорадиаторов двигателей и главного редуктора, генераторов постоянного и переменного тока, воздушного компрессора, гидронасосов, выхлопных труб двигателей, а также для подачи воздуха в систему вентиляции грузовой кабины вертолета.

Привод вентилятора осуществляется через карданный вал от главного редуктора.

Регулирование количества проходящего через вентилятор воздуха осуществляется с помощью механизма, позволяющего изменять угол установки лопаток направляющего аппарата.

## УПРАВЛЕНИЕ

Управление вертолетом относительно трех осей осуществляется изменением величины и направления силы тяги несущего винта и изменением величины силы тяги хвостового винта.

Продольное и поперечное управление осуществляется с помощью ручки, отклоняя которую летчик через автомат перекоса изменяет наклон равнодействующей силы тяги несущего винта.

Путевое управление осуществляется ножными педалями путем изменения общего шага хвостового винта, а следовательно, и его тяги.

Для создания необходимого градиента усилий на ручке управления, а также для разгрузки от постоянно действующих на нее усилий при различных установившихся режимах полета, в систему ручного и ножного управлений включены пружинные механизмы загрузки (триммера). Управление указанными механизмами (в ручном управлении) осуществляется переключателем через электромеханизмы МП-100М. Переключатель расположен на верхней части ручки управления.

В ножном управлении включение электромеханизма обеспечивается концевыми выключателями и гашетками, установленными на опорных площадках педалей ножного управления.

Увеличение или уменьшение тяги несущего винта осуществляется изменением его общего шага и режима работы двигателей при помощи ручки объединенного управления «шаг-газ». Одновременно с перемещением этой ручки происходит соответствующее изменение угла установки стабилизатора.

Наряду с объединенным управлением двигателями с помощью ручки «шаг-газ» на вертолете предусмотрено раздельное управление двигателями, позволяющее производить опробование каждого из них без изменения общего шага несущего винта, а также дающее возможность установить необходимый режим в случае полета на одном работающем двигателе.

Величина общего шага несущего винта и положение триммеров контролирует летчик по указателям, установленным на приборной доске.

Управление вертолетом дублированное, в основном жесткой конструкции и осуществляется каждым летчиком самостоятельно. Тросы применены в управлении хвостовым винтом и стабилизатором на участке хвостовой части фюзеляжа и хвостовой балки.

В системе управления вертолетом имеются двухкамерные гидроусилители, работающие по необратимой схеме.

На вертолете установлен трехканальный автопилот типа АП-31, стабилизирующий вертолет по угловой скорости и по углам тангажа, крена и курса.

Автопилот работает только при питании гидроусилителей от основной системы, а при ее отказе автоматически отключается и управление гидроусилителями переводится на ручное от дублирующей гидросистемы.

## ШАССИ

Вертолет имеет неубирающееся трехколесное шасси и хвостовую опору с жидкостно-газовыми амортизаторами. Шасси позволяет производить взлет и посадку вертикально и по-самолетному.



Передняя стойка шасси расположена по оси симметрии вертолета и крепится к узлам шпангоута № 1 центральной части фюзеляжа. Стойка имеет два спаренных нетормозных колеса размером  $720 \times 310$  мм, которые посажены на одну ось и ориентируются при рулении. Начальное давление в камере колеса  $6 \text{ кг/см}^2$ .

Главные стойки шасси — пирамидального типа и состоят из полуосей, задних подкосов и двухкамерных амортизаторов, закрепленных на узлах шпангоутов №№ 18 и 22 центральной части фюзеляжа.

На полуосях главных ног шасси устанавливаются тормозные колеса размером  $1325 \times 480$  мм с шинами арочного типа. Начальное давление в камере колеса  $7 \text{ кг/см}^2$ . Тормоз односторонний, камерный. Торможение осуществляется посредством пневматической системы.

В системе амортизации главных ног шасси установлен пружинный демпфер земного резонанса с трубопроводами, соединяющими этот демпфер с камерами амортизаторов высокого давления.

Хвостовая опора, состоящая из амортизатора, двух подкосов и опорной пяты, предохраняет хвостовой винт и хвостовую балку от ударов о землю при посадке вертолета по-самолетному.

В амортизаторы и демпфер заливается смесь АМГ-10, общее количество которой в системе составляет примерно 64 л, в том числе:

- в двух амортизаторах высокого давления 40 л,
- в двух амортизаторах низкого давления 9,6 л,
- в амортизаторе передней ноги 6 л,
- в амортизаторе хвостовой опоры 2,25 л,
- в пружинном демпфере и трубопроводах 6 л.

Начальное давление технического азота в амортизаторах:

высокого давления главных ног шасси . . .	48 $\text{кг/см}^2$
низкого давления главных ног шасси . . .	14 "
передней ноги шасси . . . . .	27 "
хвостовой опоры . . . . .	60 "

## ГИДРОСИСТЕМА

Гидравлическая система вертолета включает в себя основную, дублирующую и вспомогательную системы.

Основная и дублирующая системы предназначены для питания всех гидроусилителей, установленных в системе управления вертолетом, и гидро механизма ГМК-1 управления крылом.

Вспомогательная система обеспечивает: работу стеклоочистителей, открывание и закрывание створок люка стрелковой установки, расстопоривание рукоятки «шаг-газ», регулирование сидений летчиков по высоте и наклону спинки, управление краном останова двигателей и работу замка наружной подвески. Кроме того, эта система в наземных условиях обеспечивает открывание и закрывание грузовых створок и трапов, а также трапов капота.

Гидравлическая система работает на незамерзающей жидкости АМГ-10 при рабочем давлении  $120 \div 155 \text{ кг/см}^2$ , в диапазоне температур окружающего воздуха от  $+60^\circ$  до  $-50^\circ \text{C}$ .

Насосы основной, вспомогательной и дублирующей систем установлены на приводах главного редуктора, благодаря чему обеспечивается работа

гидросистемы в случае отказа двигателей и перехода вертолета на режим самовращения несущего винта.

Питание гидросистемы жидкостью производится из гидробака, разделенного перегородкой на две полости, каждая из которых питает отдельно основную и дублирующую системы. Вспомогательная система питается из верхней части полости бака дублирующей системы.

В основной системе имеется два гидронасоса 662, а в дублирующей и вспомогательной гидросистемах по одному насосу. Кроме того, в каждой системе имеется гидроаккумулятор, автомат разгрузки насоса (ГА-77), фильтры грубой и тонкой очистки, манометр, электрокран и другие агрегаты.

Гидросистема обеспечивает дублирование работы агрегатов, установленных в системе управления, за исключением автопилота, работающего только от основной системы.

Количество жидкости АМГ-10 в гидросистеме составляет примерно 120 л, при этом в каждой полости гидробака имеется по 55 л.

## ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система вертолета предназначена для торможения колес главных ног шасси, перезарядки оружия, управления лентами перепуска воздуха из компрессоров двигателей и управления заслонками трубопровода горячего воздуха системы отопления кабин.

Сжатый воздух под давлением  $50 \text{ кг/см}^2$  находится в баллонах, которыми служат полости верхней части амортизационных стоек главных ног шасси. Пополнение баллонов воздухом производится компрессором АК-50М, установленным на левом двигателе.

## НАРУЖНАЯ ПОДВЕСКА ГРУЗОВ

Вертолет оборудован специальной установкой для перевозки грузов на наружной подвеске. Для этого в грузовой кабине вертолета над центральным люком устанавливается специальная ферма, на которой монтируется гидрозамок. Внутри кабины по краям люка ставится ограждение, а в нижней части фюзеляжа устанавливается кольцо, не позволяющее тросу соприкасаться со стенками люка. Для подцепки грузов имеются стропы.

При загрузке и подвеске грузов используется лебедка ЛПГ-3, установленная в передней части грузовой кабины под порогом у входа в кабину экипажа. На этой установке грузы могут быть подвешены на крюк и сняты с него при зависании вертолета над землей на небольшой высоте. Для подвешивания крупных грузов предусмотрена автоматическая подцепка строп груза тросом бортовой лебедки ЛПГ-3.

В случае необходимости груз можно сбросить в полете нажатием на электрокнопку, установленную на ручке управления вертолетом. Предусмотрен также ручной сброс груза при помощи рукоятки. При ручном сбросе груза необходимо предварительно открыть вручную на 1,5 оборота левый гидрокран вентильного типа, который расположен на панели, установленной на подкосах крепления замка.



## ВООРУЖЕНИЕ

Вооружение вертолета состоит из ограниченно-подвижной немеханизированной стрелковой установки НУВ-1М с крупнокалиберным пулеметом, смонтированной на лафете и расположенной в нише носовой части фюзеляжа. Ниша закрывается двумя поворотными створками с помощью гидроцилиндра.

Оружие установки — пулемет А-12,7 конструкции Афанасьева.

Стрелковая установка снабжена коллиматорным прицелом К10-Т. Управление установкой — ручное. Система перезарядки оружия — электропневматическая. Управление огнем — электрическое. Номинальный боезапас 200 патронов.

Лобовое стекло кабины штурмана обеспечивает большое поле обзора и позволяет штурману-стрелку вести прицельный огонь по вертикали от 0 до  $-50^\circ$  и по горизонтали вправо и влево по  $30^\circ$ .

## ЭЛЕКТРО-, РАДИО-, ПРИБОРНОЕ И СПЕЦИАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Установленное на вертолете приборное, аэронавигационное, электро- и радиооборудование обеспечивает полеты днем, ночью и в сложных метеорологических условиях.

### ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование вертолета обеспечивает работу пилотажно-навигационной аппаратуры, приборов контроля работы двигателей, радиоустановок, сигнальной аппаратуры, освещения, вооружения, системы запуска двигателей, противообледенительного устройства, а также работу электромеханизмов и электрокранов.

Для обеспечения потребителей электроэнергией на вертолете имеются источники постоянного тока с напряжением  $28,5 \pm 10\%$  и источники централизованного питания переменного тока с частотой 400 гц.

Источниками электроэнергии постоянного тока являются: два стартер-генератора типа СТГ-12ТМ и два аккумулятора типа 12САМ-55, состоящие каждый из двух полубатарей и расположенные в четырех контейнерах.

Для обеспечения вертолета электроэнергией от аэродромных источников питания на борту фюзеляжа установлены штепсельные розетки.

Электрическая сеть вертолета постоянного тока состоит из основной, аварийной сети и сети аккумуляторов.

Потребители получают электроэнергию постоянного тока от следующих шин:

1. Шины нормального питания (участок сети левого или правого генератора).

2. Шины двойного питания, подключенной к сети левого или правого генератора.

3. Шины питания приборов от аккумуляторов.

Источниками переменного тока на вертолете являются два генератора трехфазного тока СГС-90/360, мощностью 90 кВт каждый с линейным напряжением 360 в.

Для питания навигационного и радиооборудования переменным током с частотой 400 гц служат преобразователи ПО-1500, ПТ-500Ц и ПАГ-1ФП.

Управление источниками электроэнергии постоянного и переменного тока сосредоточено на приборной доске борттехника.

### ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборное оборудование включает в себя группу пилотажно-навигационных приборов, а также приборы контроля работы двигателей, трансмиссии и управления. Указатели приборов размещены на приборных досках летчиков, штурмана и борттехника.

### РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование предназначено для обеспечения внешней связи вертолета. С этой целью на нем установлены связная радиостанция 1-РСБ-70 в комплекте с приемником УС-9 и командная радиостанция РСИУ-4.

Радионавигационное оборудование включает в себя автоматический радиокompас АРК-5, маркерное устройство МРП-56 и радиовысотомер РВ-2.

На вертолете имеется переговорное устройство СПУ-6 для поддержания внутренней связи, а также установлена аппаратура системы опознавания и приведения «Хром» и «Протон-М».

### СТАНЦИЯ «ПРОТОН-М»

Станция системы «Протон-М» обеспечивает привод вертолета на площадку десантирования и сбора вертолетов в воздухе.

Станция «Протон-М» может работать в следующих режимах: запросчика маяка (с кодами и без кодов), запросчика вертолета и ответчика.

Станция в режиме запросчика маяка может работать совместно с наземным маяком системы «Протон-М» или с наземным маяком системы «Протон». Для осуществления привода вертолета, на котором имеется станция, пользуются наземными маяками, установленными на площадках десантирования.

Станция также может использоваться для маршрутных полетов. В этом случае по линии маршрута устанавливаются наземные маяки в стационарном варианте системы «Протон-М».

Кроме того, с помощью станции системы «Протон-М», переведенной в режим ответчика, осуществляется сбор групп вертолетов в воздухе к ведущему вертолету.

Станция системы «Протон-М» состоит из следующих блоков:

1. Блока передатчика.
2. Блока приемника.
3. Блока индикаторного устройства.
4. Блока дублера.
5. Стрелочного индикатора штурмана.
6. Стрелочного индикатора летчика.
7. Передающей антенны.
8. Приемной антенны правой.
9. Приемной антенны левой.
10. Блока питания.
11. Переключателя индикатора.
12. Звонка пролета.

Блоки передатчика, приемника, дублера, а также блок питания установлены с левого борта в кабине штурмана, на специальной панели.

Блок индикаторного устройства размещен в кабине штурмана, с левого борта.



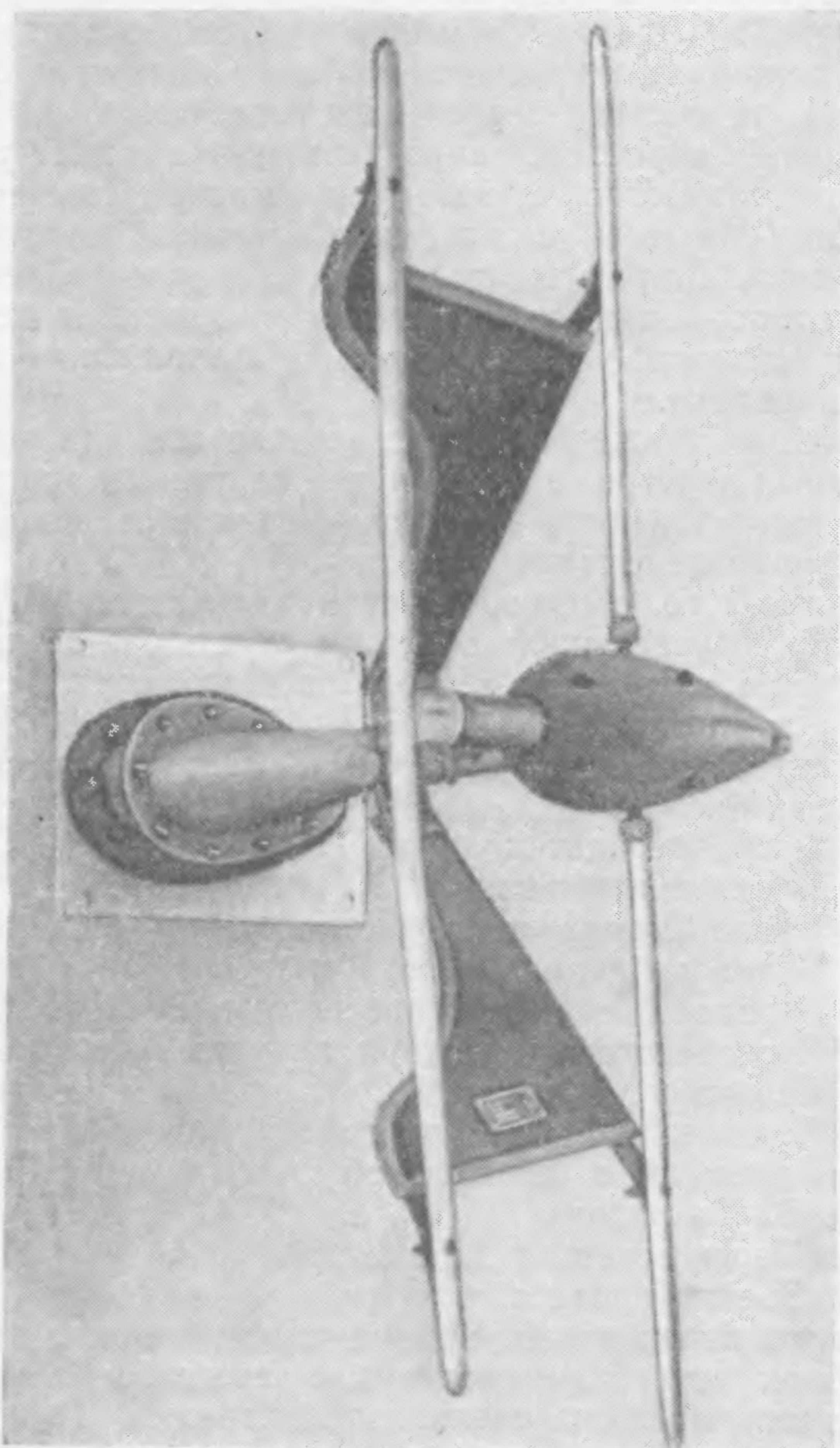
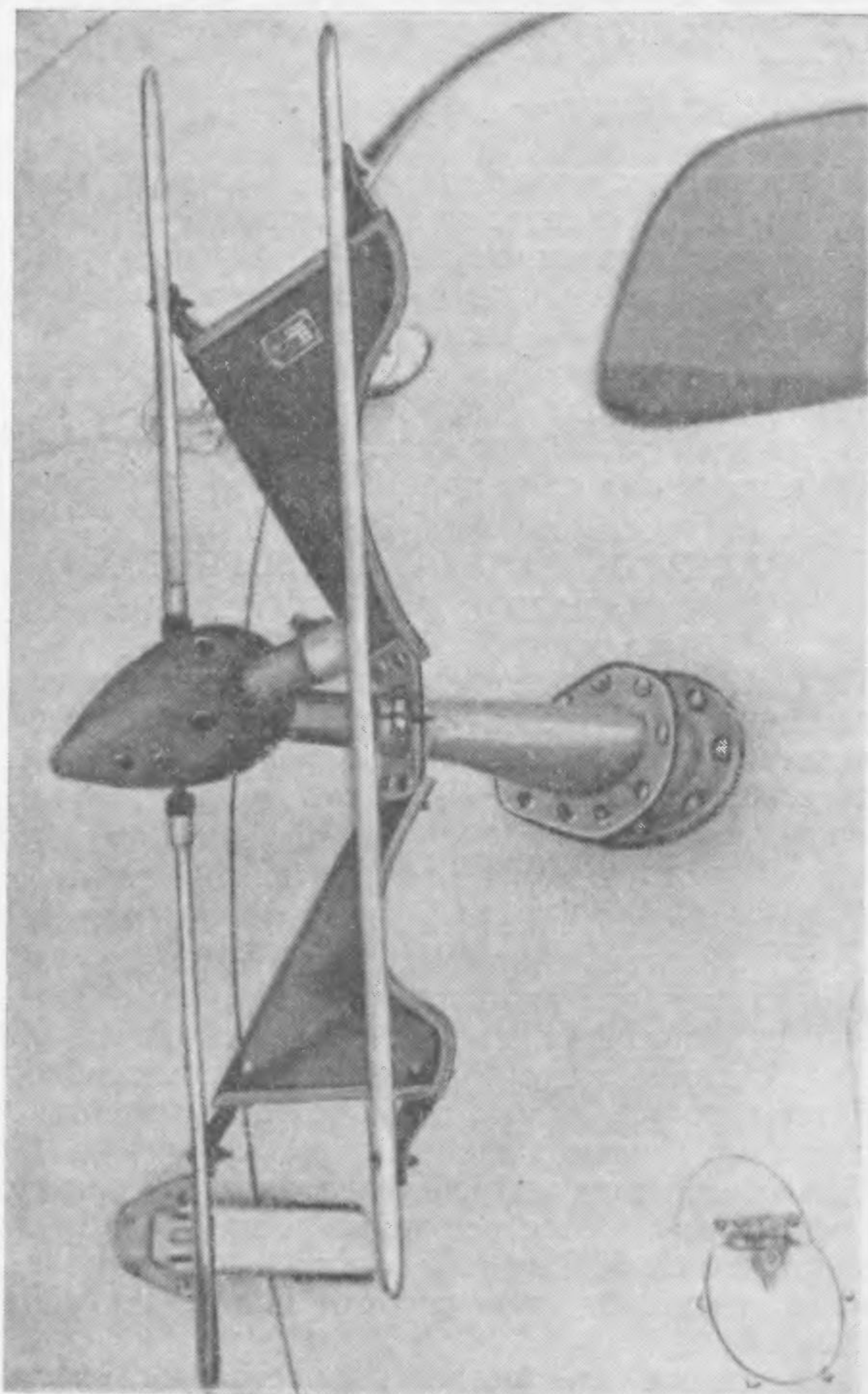
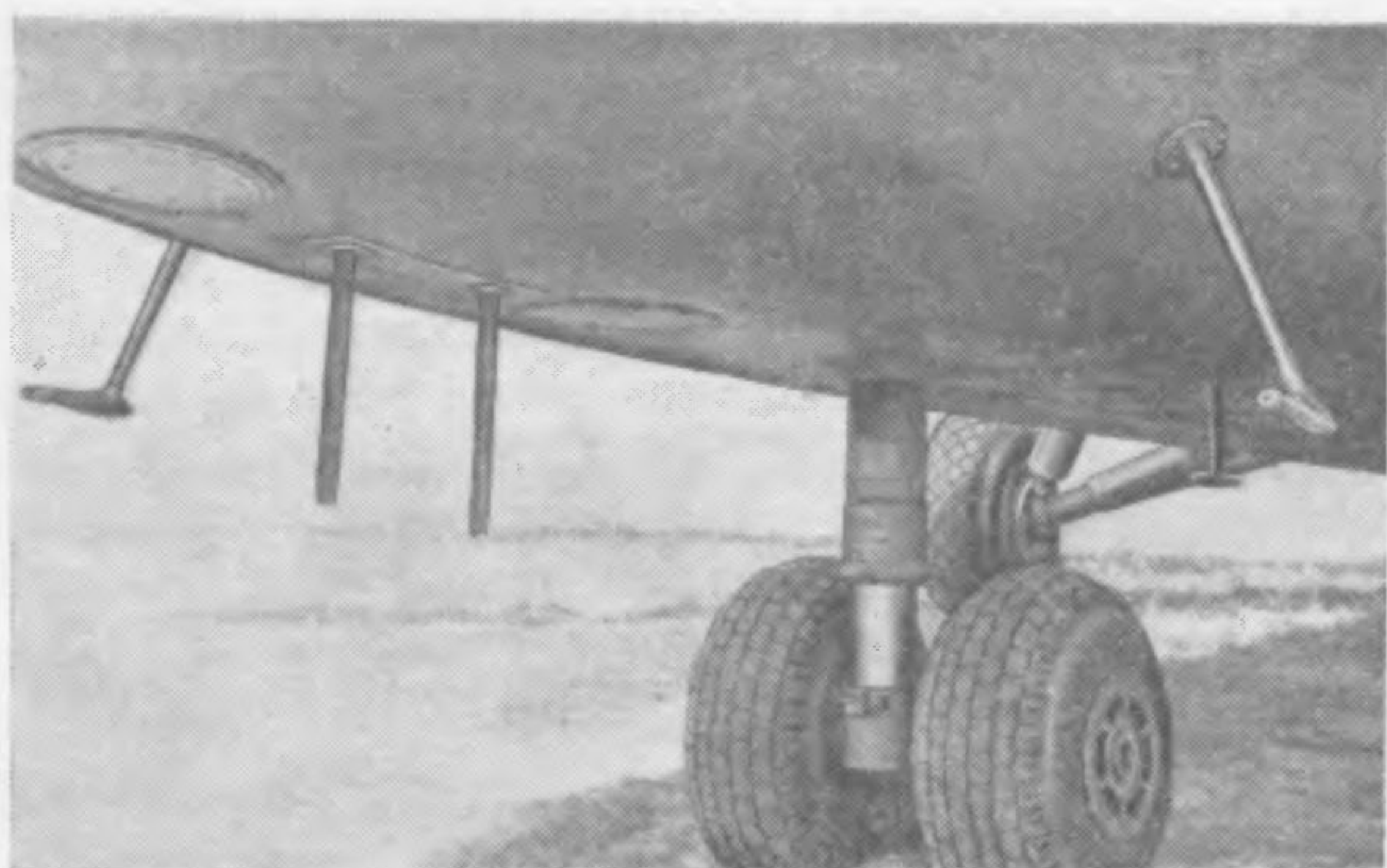
Один стрелочный индикатор установлен на приборной доске штурмана, а второй на левой приборной доске летчика.

Звонок, сигнализирующий о пролете над маяком, укреплен вверху, на стенке шпангоута № 6 в кабине штурмана, справа по полету.

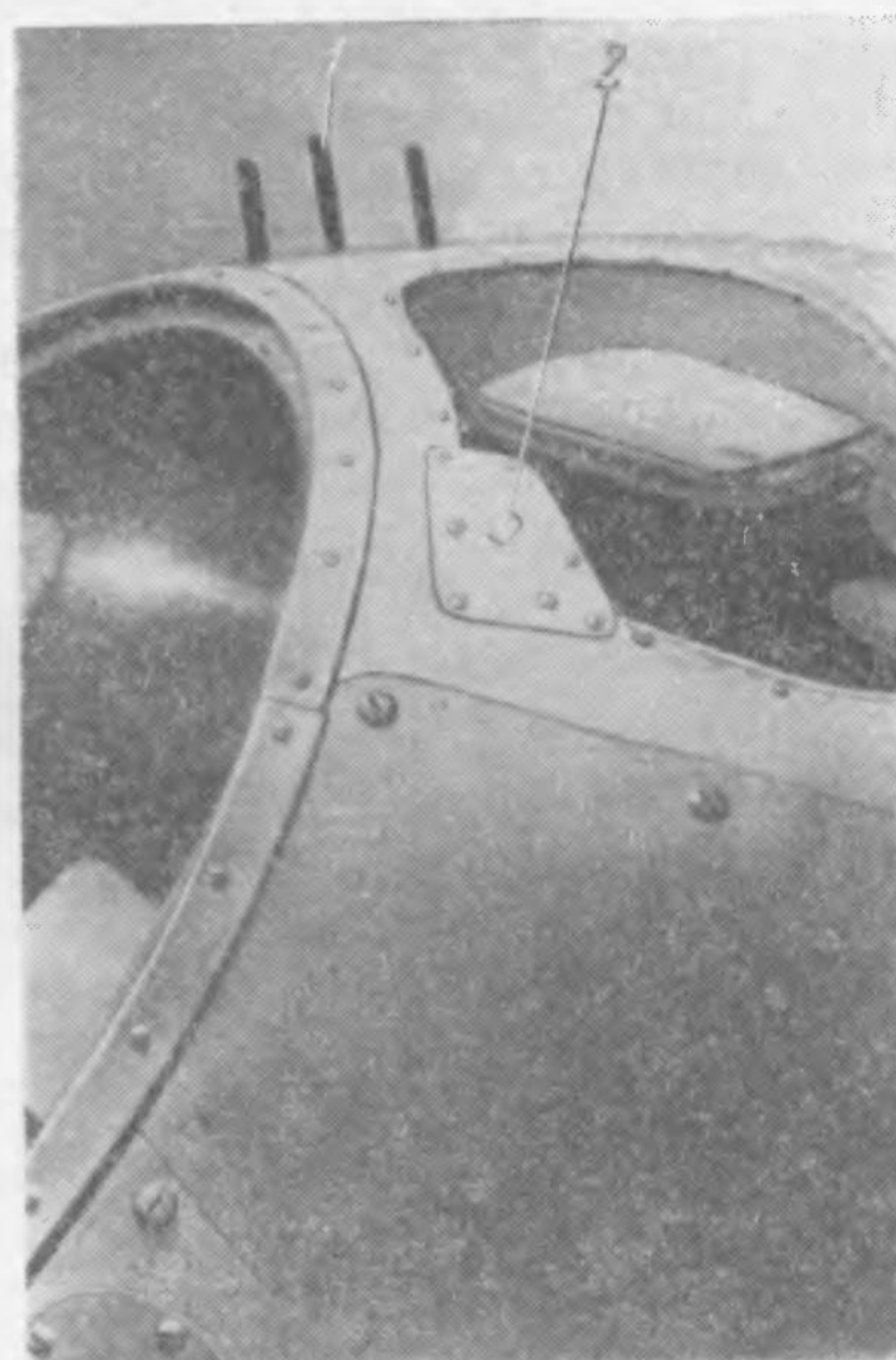
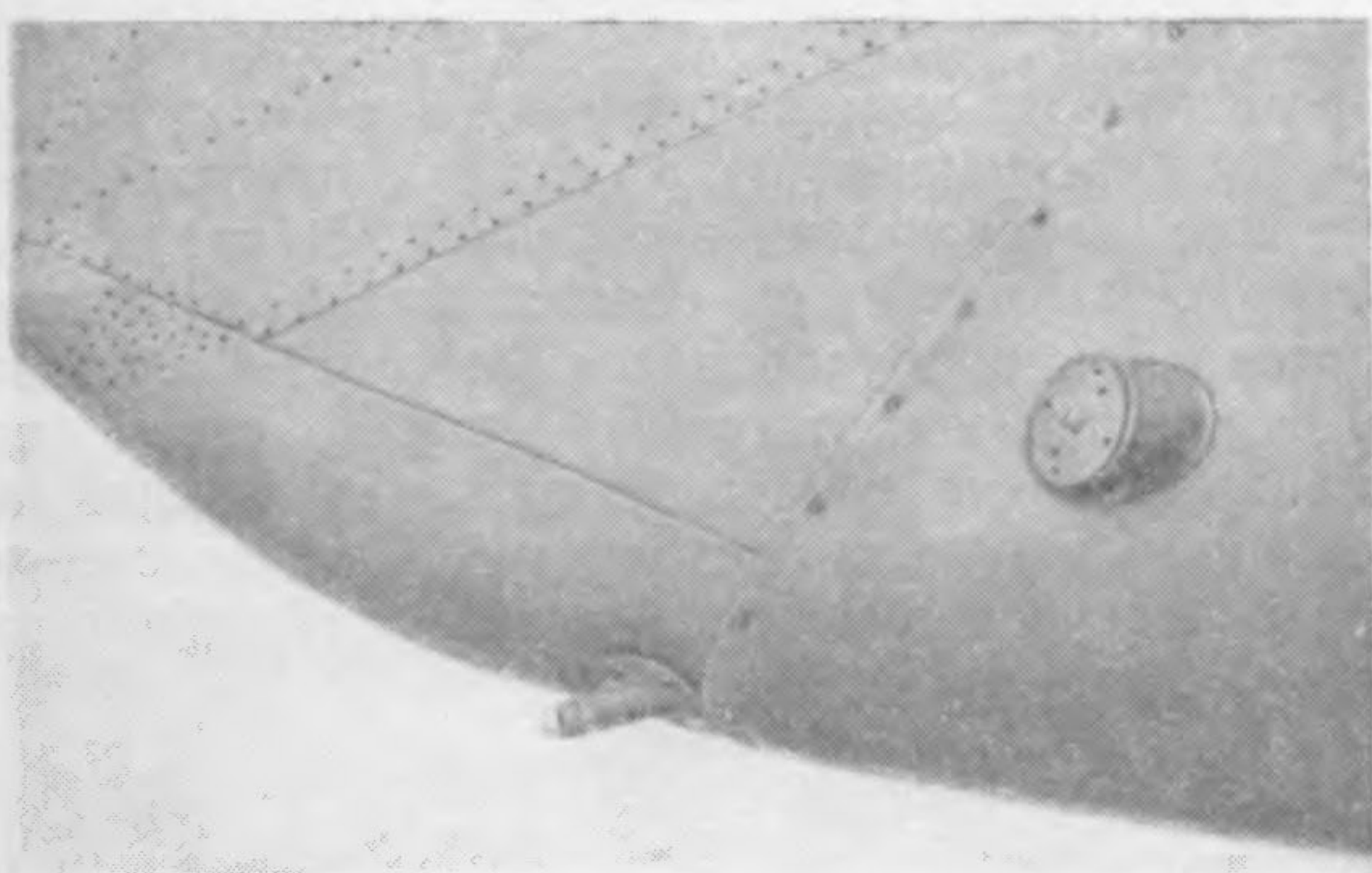
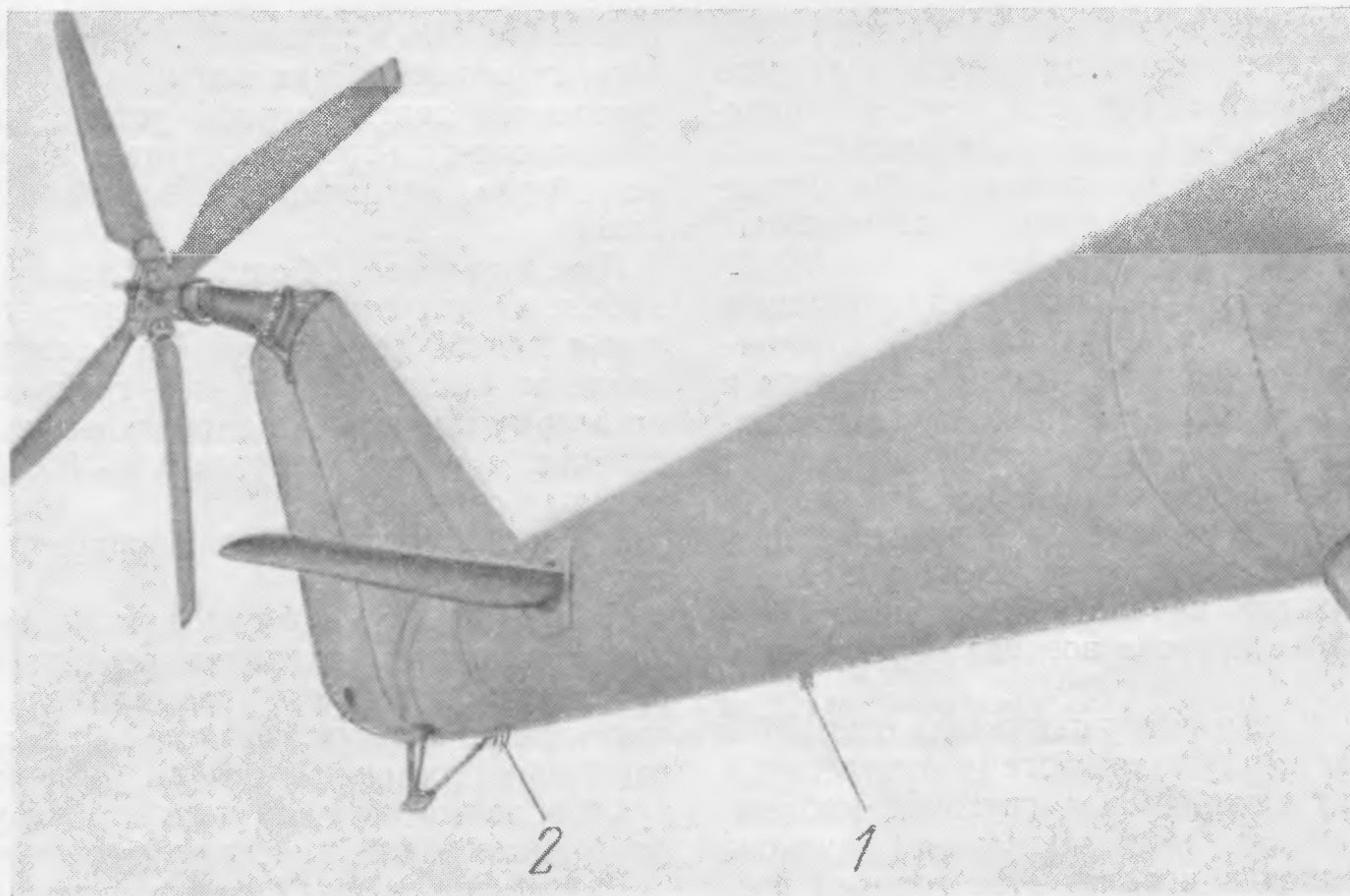
Передающая двухштырьевая антенна установлена снаружи фюзеляжа, на нижней обшивке, между шпангоутами № 7 и 8 (фиг. 11).

На левом борту фюзеляжа и на двери кабины штурмана установлены приемные антенны «Протон-М» (фиг. 12 и 13).

При аварийном покидании штурманом кабины антенна, установленная на двери, сбрасывается одновременно с ней, при этом высокочастотный кабель обрубается тросорубом с пиропатроном, установленным в кабине штурмана рядом с дверью.







#### СПЕЦИАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К специальному оборудованию вертолета относятся: кислородное оборудование, противообледенительная система, отопление и вентиляция, десантное оборудование, санитарное и такелажное оборудование.

Кислородное оборудование обеспечивает работу экипажа при высотных полетах. На вертолете установлено пять комплектов кислородных приборов КП-18, предназначенных для экипажа.



Противообледенительная система предназначена для обеспечения полета вертолета в условиях обледенения. Для этой цели на лопастях несущего и хвостового винтов, в носках воздухозаборников, а также на стеклах кабин летчиков и штурмана имеются противообледенительные устройства.

Все эти устройства осуществлены на принципе электротеплового действия с циклическим включением на лопастях несущего и хвостового винтов и постоянным — на заборниках воздуха и стеклах кабин. Питание электроэнергией осуществляется от генераторов переменного тока СГС-90/360.

Для своевременного включения в действие противообледенительной системы на вертолете смонтирован сигнализатор начала обледенения, основанный на принципе прососа воздуха через приемник давления.

Отопление и вентиляция кабин. На вертолете имеется воздушная система отопления и вентиляции кабины экипажа и грузовой кабины.

Система отопления кабин выполнена двухконтурной. Для отопления используется горячий воздух, поступающий из кожухов выхлопных труб двигателей, который, проходя через воздухо-воздушные радиаторы, подогревает холодный воздух, нагнетаемый вентилятором из грузовой кабины или из атмосферы. Подогретый воздух по трубопроводам поступает для отопления кабин.

Количество теплого воздуха, подаваемого в кабину экипажа, может регулировать каждый член экипажа при помощи рукояток.

Переднее стекло кабины штурмана имеет электрообогрев, а два средних передних стекла кабины летчиков обогреваются теплым воздухом, поступающим по трубопроводам от системы отопления кабин.

Трубопровод системы отопления может быть ис-

пользован для вентиляции кабин вертолета. Кроме того, грузовая кабина вентилируется воздухом, нагнетаемым вентиляторной установкой. Воздух по специальному коробу поступает в вентиляционные устройства, находящиеся на обоих бортах фюзеляжа.

Десантное оборудование. В грузовой кабине десантного варианта вертолета имеются сиденья для 61 десантника. По правому борту установлены 4 одноместных и 4 трехместных сиденья, по левому борту — 6 одноместных и 3 трехместных сиденья, а по оси вертолета — 5 съемных шести-местных сидений.

В откинутом положении сиденья фиксируются пружинами.

Санитарное оборудование. Оборудование санитарного варианта вертолета включает в себя: лямки, стойки и узлы для крепления 41 шт. санитарных носилок, питьевой бак с поильниками, электрокипятильник, столик для медикаментов, туалетную комнату с унитазом и умывальник с расходным баком для воды емкостью 30 л.

Для подвески санитарных сумок с перевязочным материалом и медикаментами предусмотрены специальные крючки. Кроме того, на вертолете устанавливается 32 комплекта переносных баллонов с приборами КП-21 для обеспечения кислородом раненых.

Такелажно-швартовочное оборудование. Для погрузки и швартовки различных грузов и техники, перевозимых в грузовой кабине, к вертолету прикладывается специальное такелажно-швартовочное оборудование. К этому оборудованию относятся: швартовочные тросы, сетки для крепления мелких грузов, настил для техники на гусеничном ходу, колодки и другое оборудование, полный перечень которого указан в «Альбоме за-грузки вертолета».



## ГЛАВА V

# ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

### СКОРОСТИ, ВЫСОТЫ И ВРЕМЯ НАБОРА ВЫСОТЫ

Ниже приведены максимальные скорости горизонтального полета, максимальные вертикальные скорости, время набора высоты и максимальные высоты полета.

Допустимые максимальные скорости горизонтального полета в км/час:

	Истинная скорость	Скорость по прибору (по левой трубке ПВД)
1. С нормальным взлетным весом:		
у земли	250	265
на $H=1000$ м	250	250
на $H=2000$ м	250	235
на $H=3000$ м	220	190
на $H=4000$ м	185	140
на $H=4500$ м	170	120
2. В перегрузочном варианте:		
у земли	165	160
на $H=1500$ м	180	160

Минимальные скорости горизонтального полета в км/час:

	Истинная скорость	Приборная скорость
у земли	0	0
на $H=500$ м	100	75
на $H=1000$ м	105	80
на $H=2000$ м	110	80
на $H=3000$ м	120	85
на $H=4000$ м	130	85
на $H=4500$ м	135	90

Максимальные вертикальные скорости в м/сек:

у земли	$V_y=5,5$
на $H=1000$ м	$V_y=5,5$
на $H=2300$ м	$V_y=5,5$
на $H=4500$ м	$V_y=0,7$

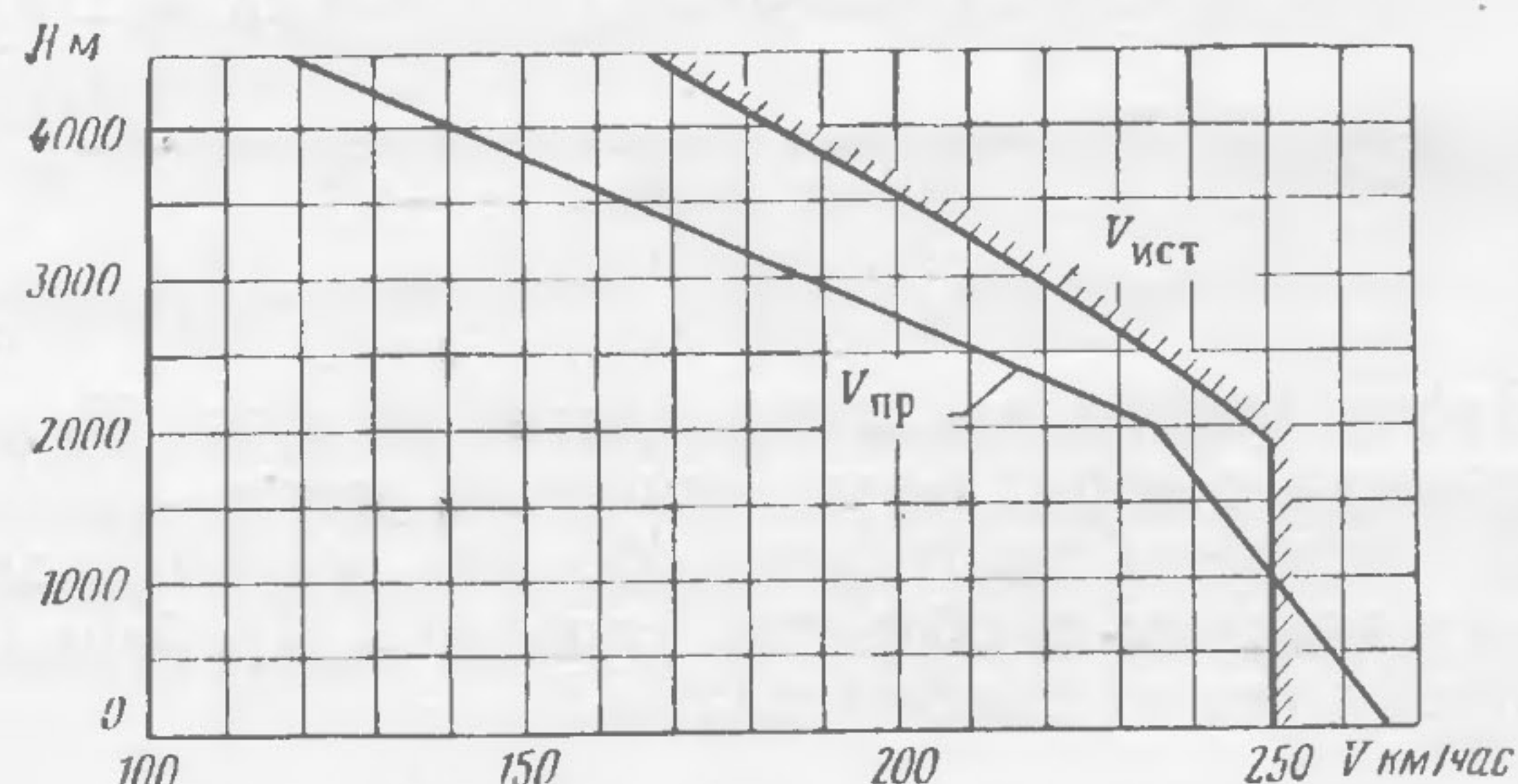
Время набора высоты в мин.:

$H=1000$ м	$t=3,0$
$H=3000$ м	$t=9,5$
$H=4500$ м	$t=22$

Максимальная высота полета:

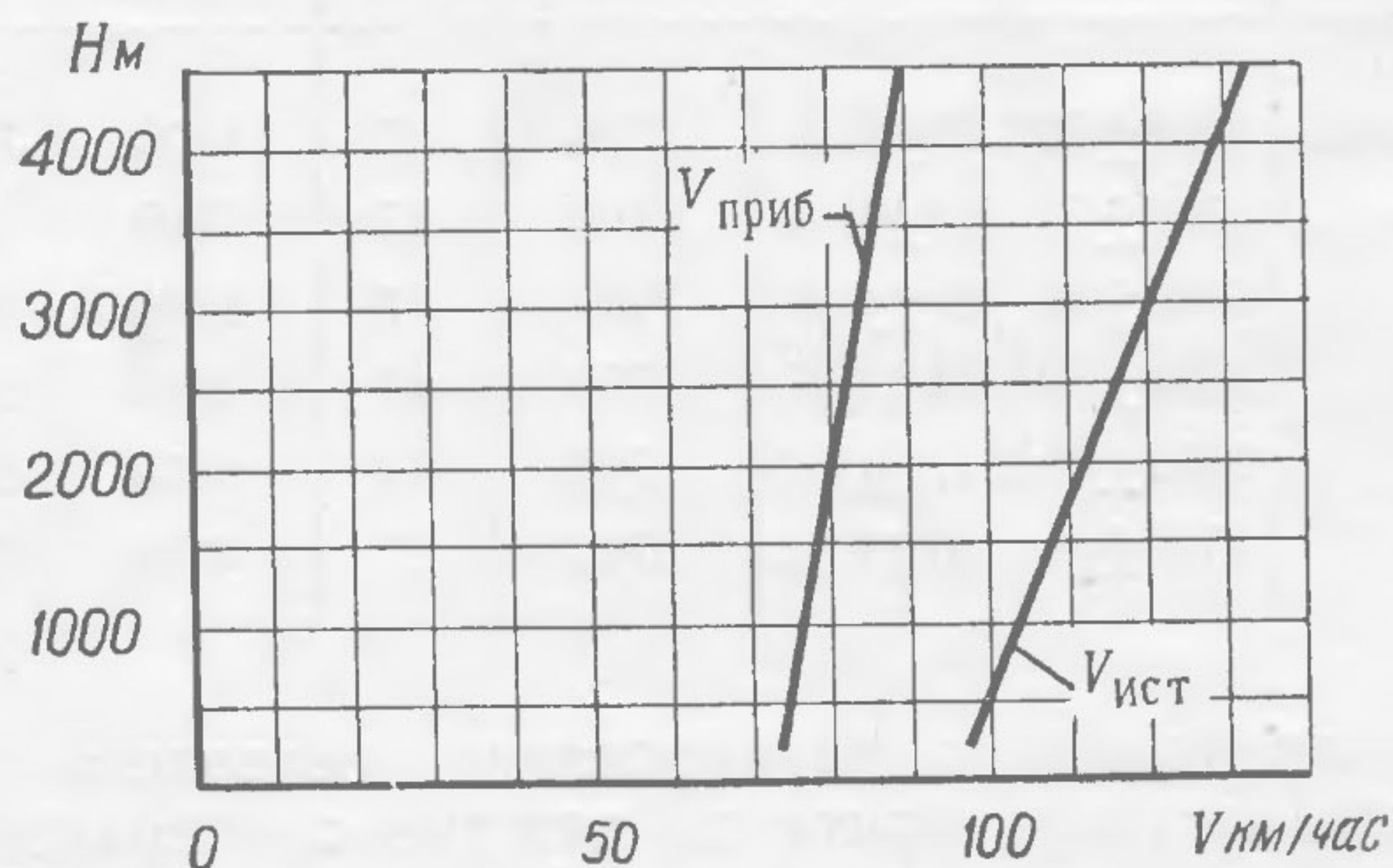
С нормальным взлетным весом	$H_{\max}=4500$ м
В перегрузочном варианте	$H_{\max}=1500$ м

Максимальные скорости горизонтального полета (фиг. 17) до высоты 2000 м ограничены главным конструктором. На больших высотах максимальные скорости ограничены по условиям срыва потока с лопастей несущего винта.



Фиг. 17. Максимальные скорости горизонтального полета.

Для вертолета Ми-6 минимальная скорость по прибору установлена от 75 до 90 км/час (фиг. 18). На меньших скоростях у вертолета возникает повышенная тряска.



Фиг. 18. Минимальные скорости горизонтального полета.

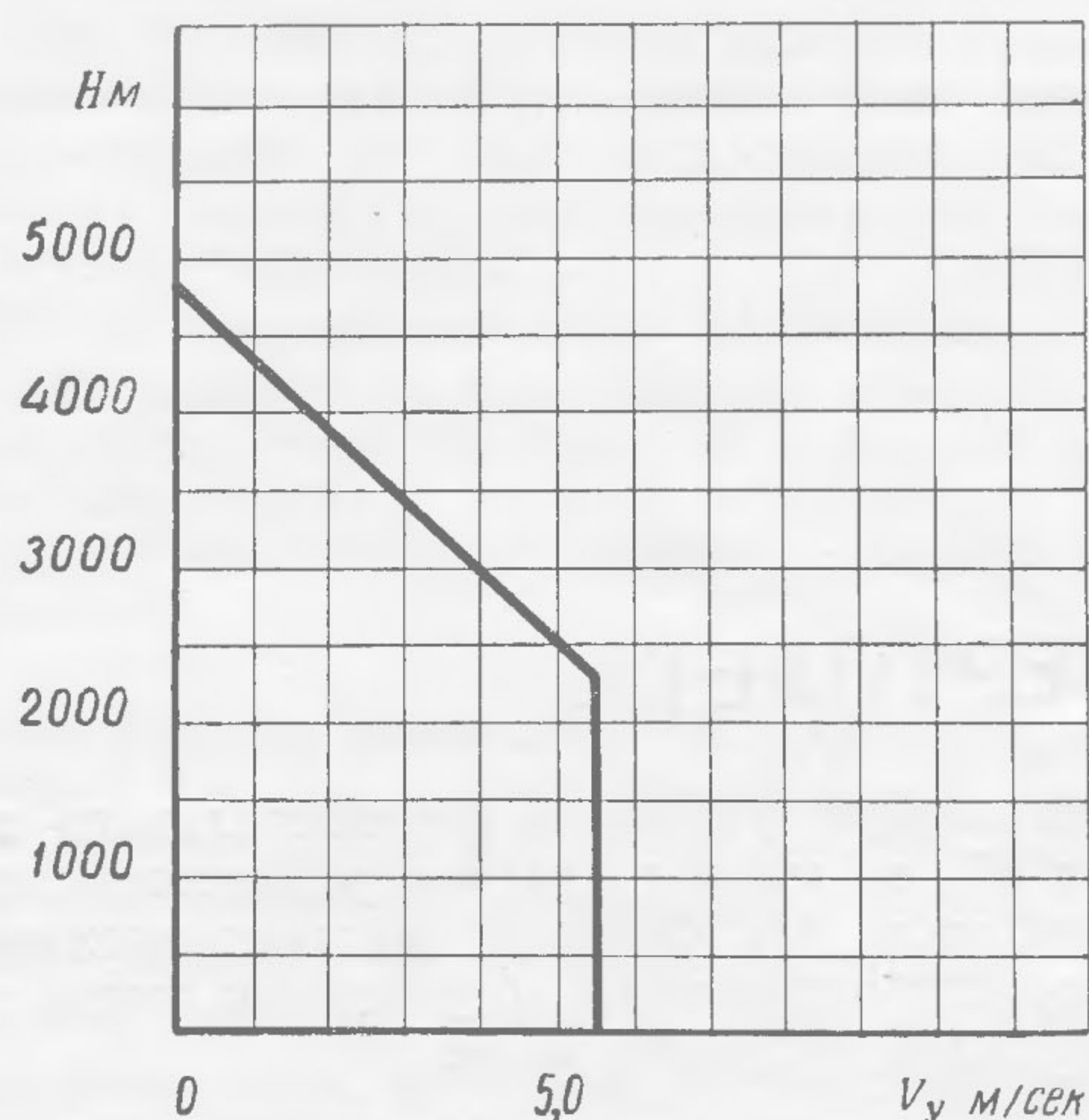
При полетах на высоте до 10 м от земной поверхности, независимо от положения последней над уровнем моря, указанные ограничения по минимальным скоростям не распространяются. При взлетах и посадках вертолета по-самолетному тряска на малых скоростях не отмечается.

Максимальная вертикальная скорость набора высоты вертолетом на номинальном режиме рабо-



ты двигателей равна  $V_y = 5,5 \text{ м/сек}$  до высоты 2300 м (фиг. 19).

Наивыгоднейшая скорость полета при наборе высоты с  $H=0$  до  $H=3000 \text{ м}$  равна  $140 \text{ км/час}$ , а далее она уменьшается и на высоте  $H=4500 \text{ м}$  составляет  $120 \text{ км/час}$ .



Фиг. 19. Максимальные вертикальные скорости набора высоты.

Время набора высоты показано на фиг. 20 для вертолета с нормальным взлетным весом.

Установлены следующие обороты несущего винта (приведены в оборотах свободной турбины) в зависимости от высоты полета:

Таблица 3

Высота полета м	Число оборотов свободных турбин двигателей					
	номинальные обороты		максимально допустимые обороты		минимально допустимые обороты	
	об/мин	%	об/мин	%	об/мин	%
У земли	$8300 \pm 50$	$83 \pm 0,5$	8700	87	7800	78
1000	$8300 \pm 50$	$83 \pm 0,5$	8700	87	7800	78
2000	$8300 \pm 50$	$83 \pm 0,5$	8700	87	8000	80
3000	$8300 \pm 50$	$83 \pm 0,5$	8700	87	8200	82
4000	$8450 \pm 50$	$84,5 \pm 0,5$	8700	87	8350	83,5
4500	$8600 \pm 50$	$86 \pm 0,5$	8700	87	8500	85

Установившееся планирование вертолета при работе несущего винта на режиме самовращения производится на скоростях  $V_{пр} = 140—190 \text{ км/час}$ . На высоте ниже  $H=1500—2000 \text{ м}$  планирование производится при нижнем положении рычага «шаг-газ» ( $\phi_{ук} = 1^\circ$ ). При этом устанавливаются следующие обороты несущего винта:

с нормальным полетным весом —  $n = 7800—8300 \text{ об/мин}$ ;

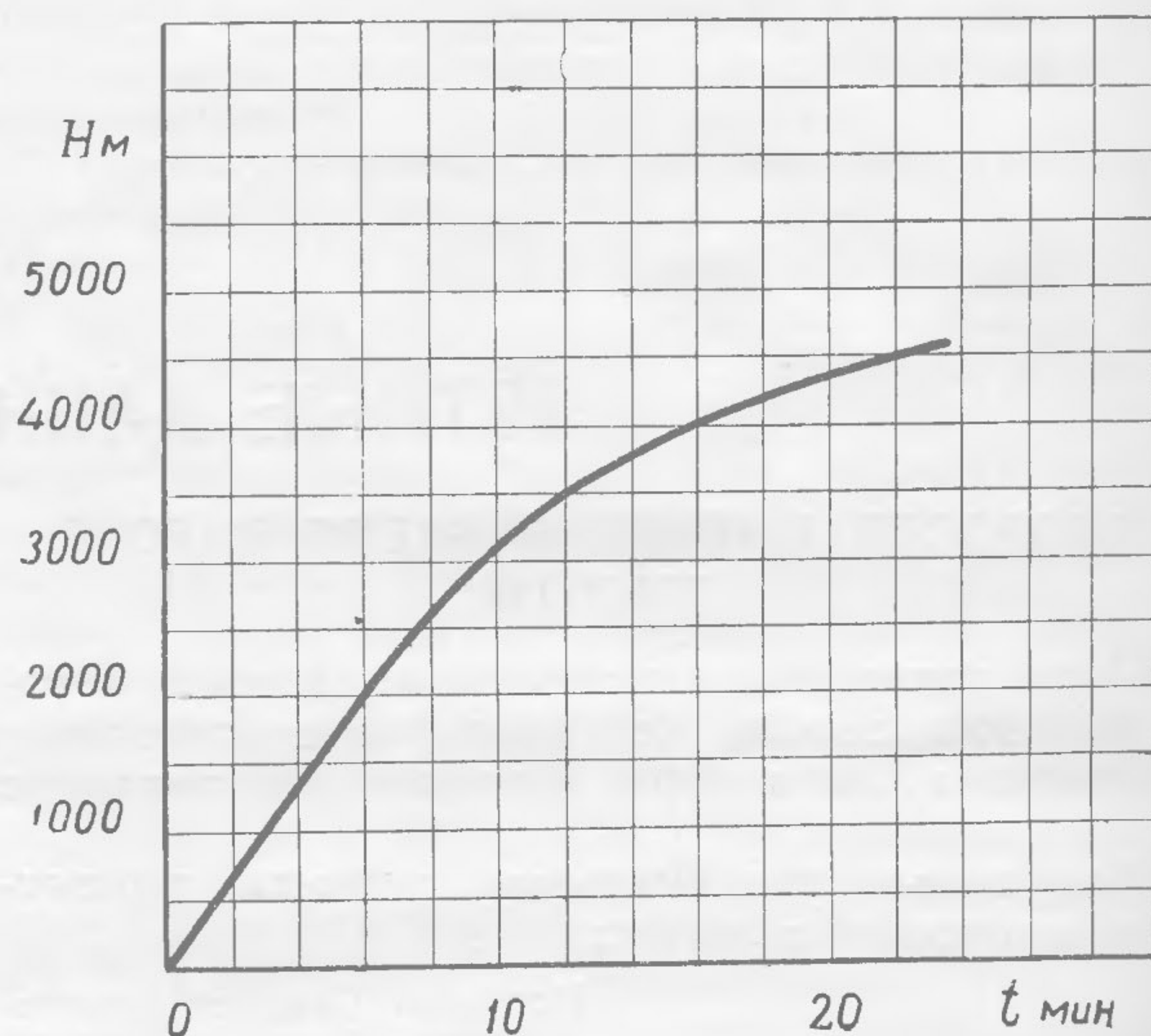
с полетным весом ниже нормального —  $n = 7000—8000 \text{ об/мин}$ .

На высотах более  $H=1500—2000 \text{ м}$ , подбирая угол установки лопасти несущего винта, летчик

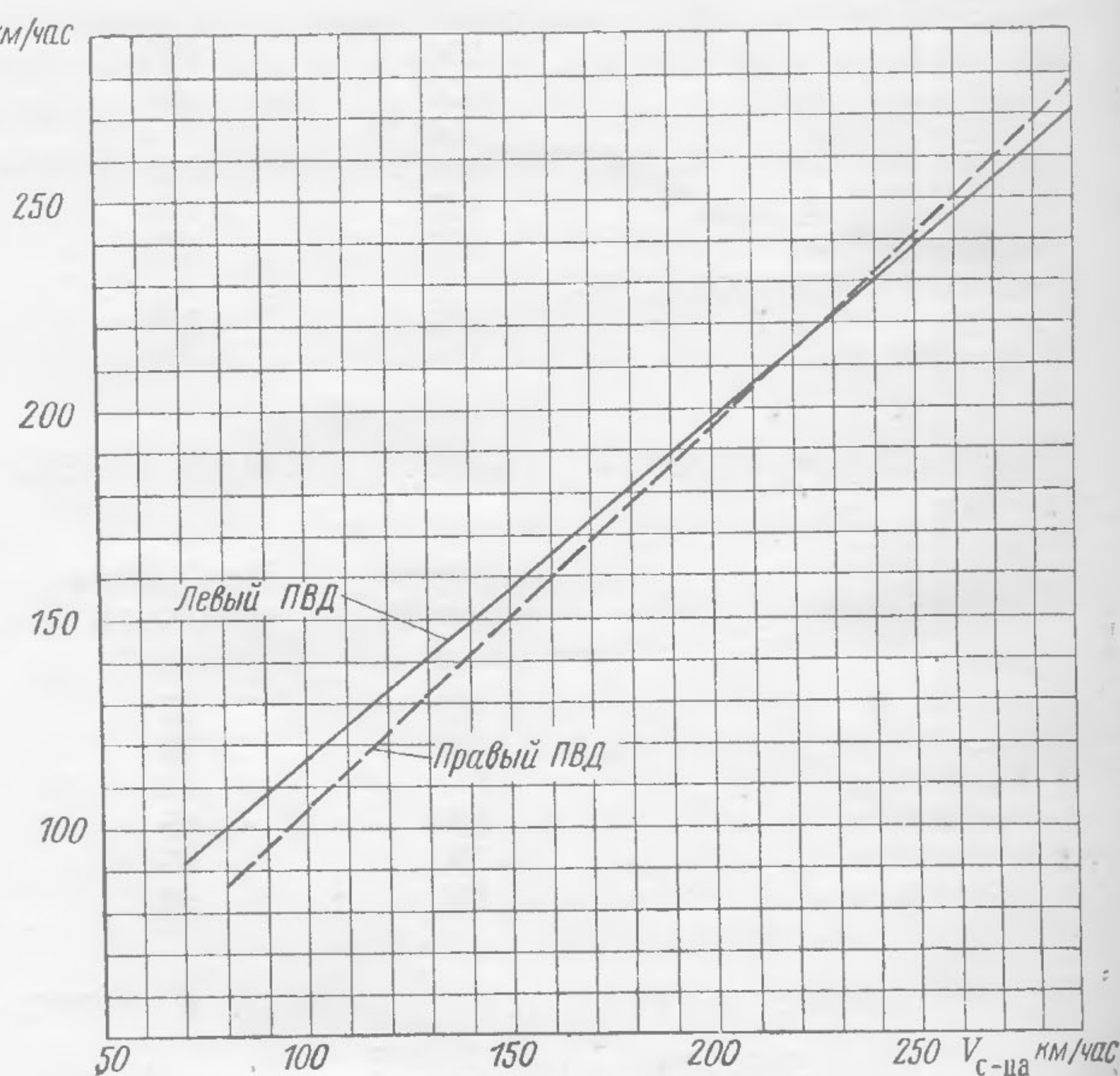
выдерживает обороты винта в установленных пределах (см. табл. 3).

Примечание. Шкала указателя оборотов проградуирована на обороты свободной турбины, поэтому обороты несущего винта указаны в пересчете на обороты свободной турбины.

Из-за наличия крыла, подъемная сила которого увеличивается с увеличением скорости полета, обороты несущего винта с увеличением скорости падают.



Фиг. 20. Время набора высоты.



Фиг. 21. Тарировка указателя скорости полета.

Так, при  $V_{пр} = 120 \text{ км/час}$   $n = 8000 \text{ об/мин}$ , а при  $V_{пр} = 200 \text{ км/час}$   $n = 7800 \text{ об/мин}$ .

На режиме самовращения несущего винта в целях уменьшения истинных углов атаки крыла, увеличивающихся из-за снижения вертолета, крыло должно быть установлено под углом  $\sim 5^\circ$ .

При планировании на режиме самовращения с углом установки крыла  $\sim 15^\circ$  происходит срыв пото-



ка с крыла, однако, как показали летные испытания, это не сказывается заметным образом на поведении вертолета.

Вертикальная скорость снижения вертолета с нормальным взлетным весом равна 10—12 м/сек.

На фиг. 21 дан график тарировки указателя скорости.

## ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Значения километрового и часового расхода топлива в зависимости от скорости горизонтального полета по прибору на высоте  $H=1000$  м для вертолета с нормальным взлетным весом показаны на фиг. 22.

Минимальные километровый и часовой расходы топлива на  $H=1000$  м составляют:

$$q_{\text{тmin}} = 10,45 \text{ кг/км при } V_{\text{пр}} = 250 \text{ км/час}$$

$$Q_{\text{тmin}} = 2150 \text{ кг/час при } V_{\text{пр}} = 110-130 \text{ км/час}$$

Однако по условиям прочности главным конструктором временно установлена крейсерская скорость  $V_{\text{кр}} = 200$  км/час, при которой километровый расход топлива составляет  $q = 11,3$  кг/км.

При определении значений дальности и продолжительности полета учтен расход топлива на запуск и выруливание—120 кг, набор высоты 1000 м—225 кг, планирование—100 кг и заход на посадку—30 кг. Невырабатываемый остаток топлива равен 115 кг. Путь, пройденный при наборе высоты и снижении, составляет 20 км, время—10 мин.

Значения практической дальности и продолжительности полета вертолета (при 5%-ном остатке топлива) с нормальным взлетным весом и нор-

мальным запасом топлива 6315 кг (топливо ТС-1 с удельным весом 0,775 при 20°С) на высоте  $H=1000$  м равны:

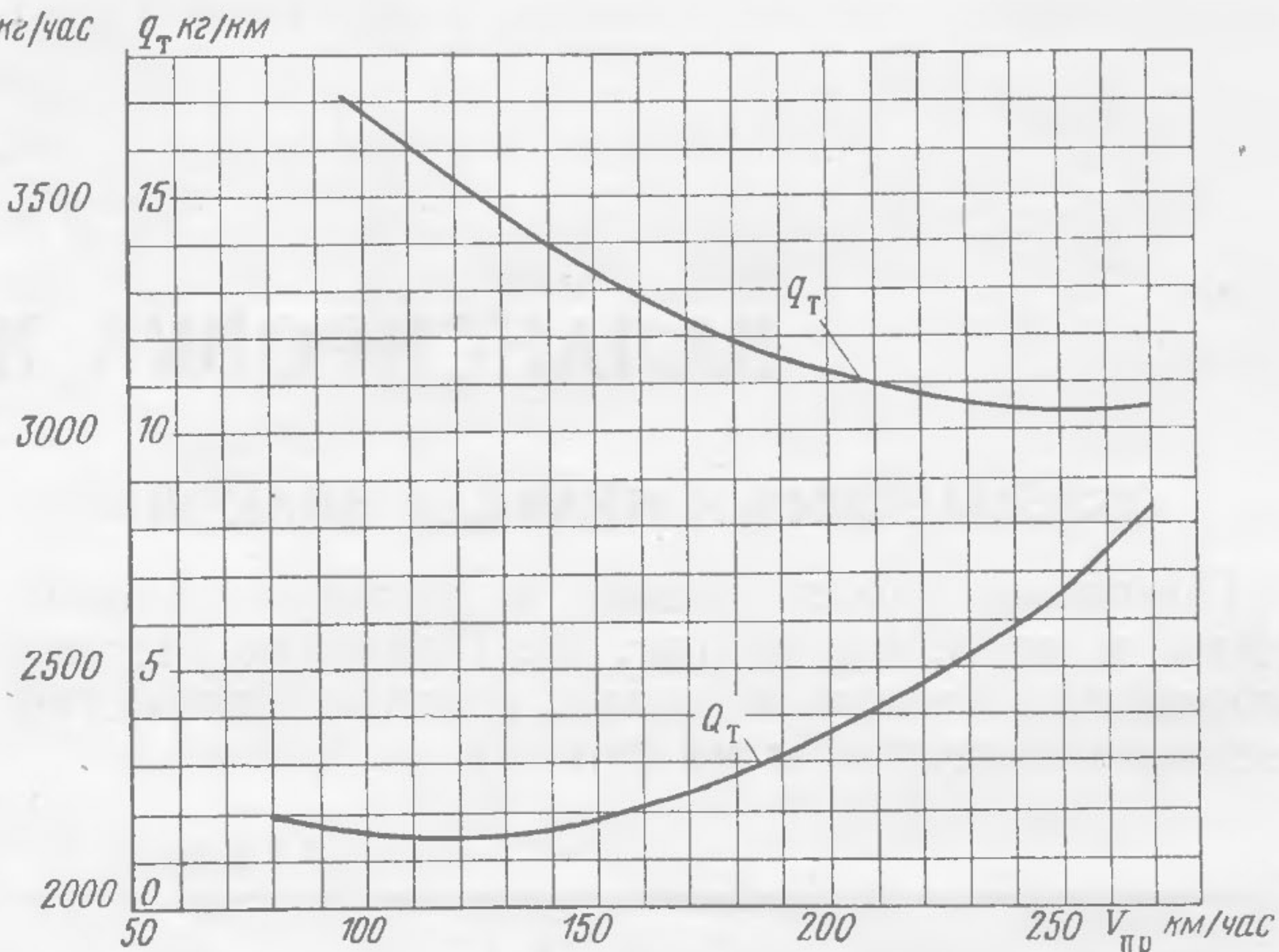
практическая дальность полета  $L=500$  км;

крейсерская скорость  $V_{\text{пр}}=200$  км/час;

практическая продолжительность полета  $\tau=2$  часа 40 мин.

экономическая скорость  $V_{\text{пр}}=110-130$  км/час;

практическая дальность полета на высоте до  $H=3000$  м такая же, что и на  $H=1000$  м.



Фиг. 22. Километровые и часовые расходы топлива.

В перегоночном варианте с дополнительными керосиновыми баками при нормальном взлетном весе и при запасе топлива 9815 кг практическая дальность равна 810 км при  $V_{\text{кр}}=200$  км/час.



# ГЛАВА VI

## БАЛАНСИРОВКА И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

### ОБОЗНАЧЕНИЯ И ПРАВИЛА ЗНАКОВ

Принятые обозначения и правила знаков даны в табл. 4 и на фиг. 23. Принятая система координат (левая) и знаки угловых скоростей вертолета показаны на фиг. 24.

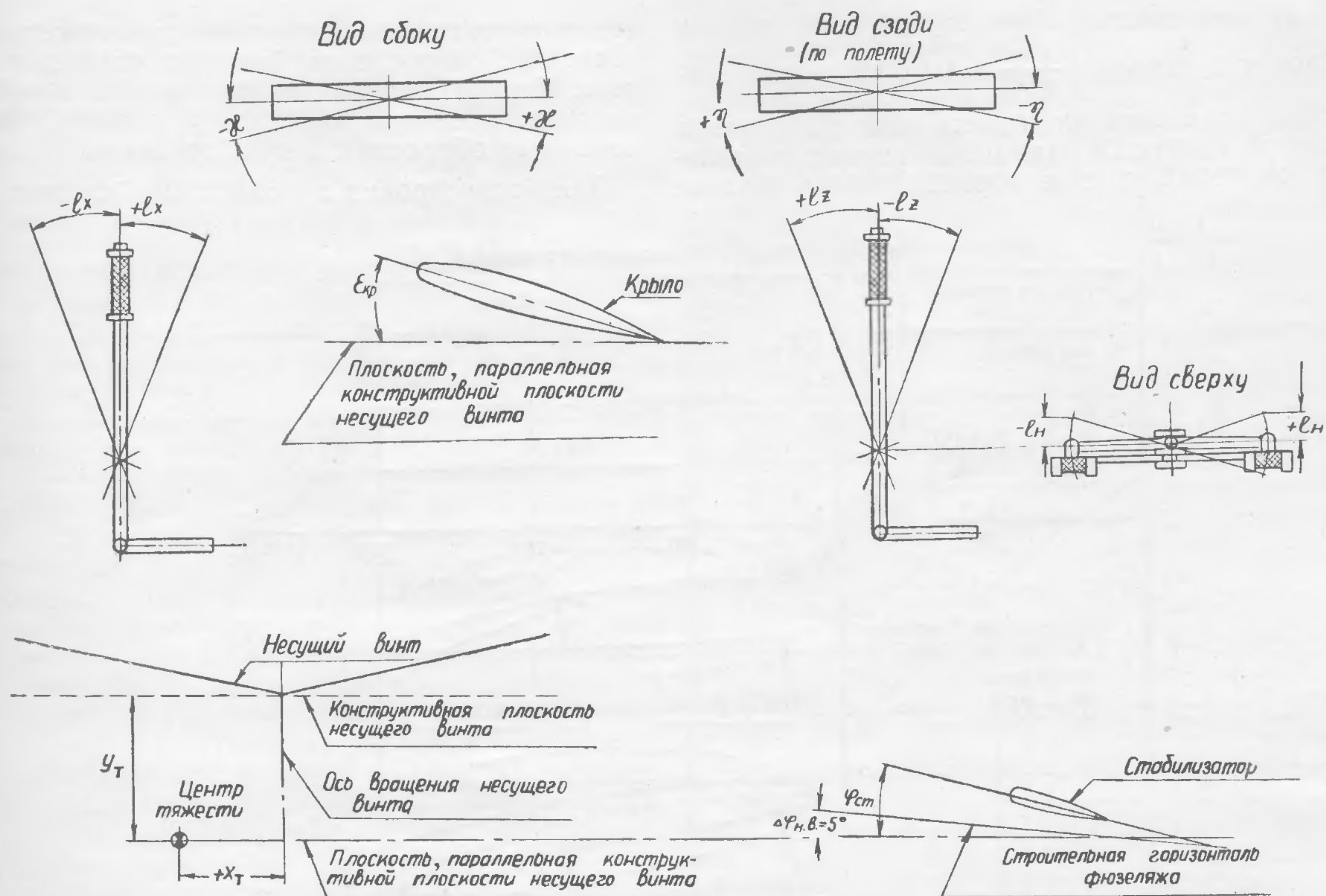
Таблица 4

Параметры	Обозначение	Правило знаков
Угол отклонения кольца автомата перекоса:		
в продольном направлении	$\alpha$ [градус]	+на кабрирование
в поперечном направлении	$\eta$ [градус]	+влево
Угол установки лопастей несущего винта (общий шаг) по указателю	$\varphi_{ук}$ [градус]	
Угол установки лопастей хвостового винта	$\varphi_{хв}$ [градус]	+при тяге хвостового винта, направленной влево
Отклонение ручки управления циклическим шагом несущего винта:		
в продольном направлении	$l_x$ [мм]	+на себя
в поперечном направлении	$l_z$ [мм]	+влево
Отклонение педалей	$l_n$ [мм]	+правая педаль вперед
Усилие на ручке управления циклическим шагом несущего винта:		
в продольном направлении	$P_x$ [кг]	+давящее усилие ручки на летчика -тянущее усилие ручки от летчика
в поперечном направлении	$P_z$ [кг]	+давящее усилие ручки влево -давящее усилие ручки вправо

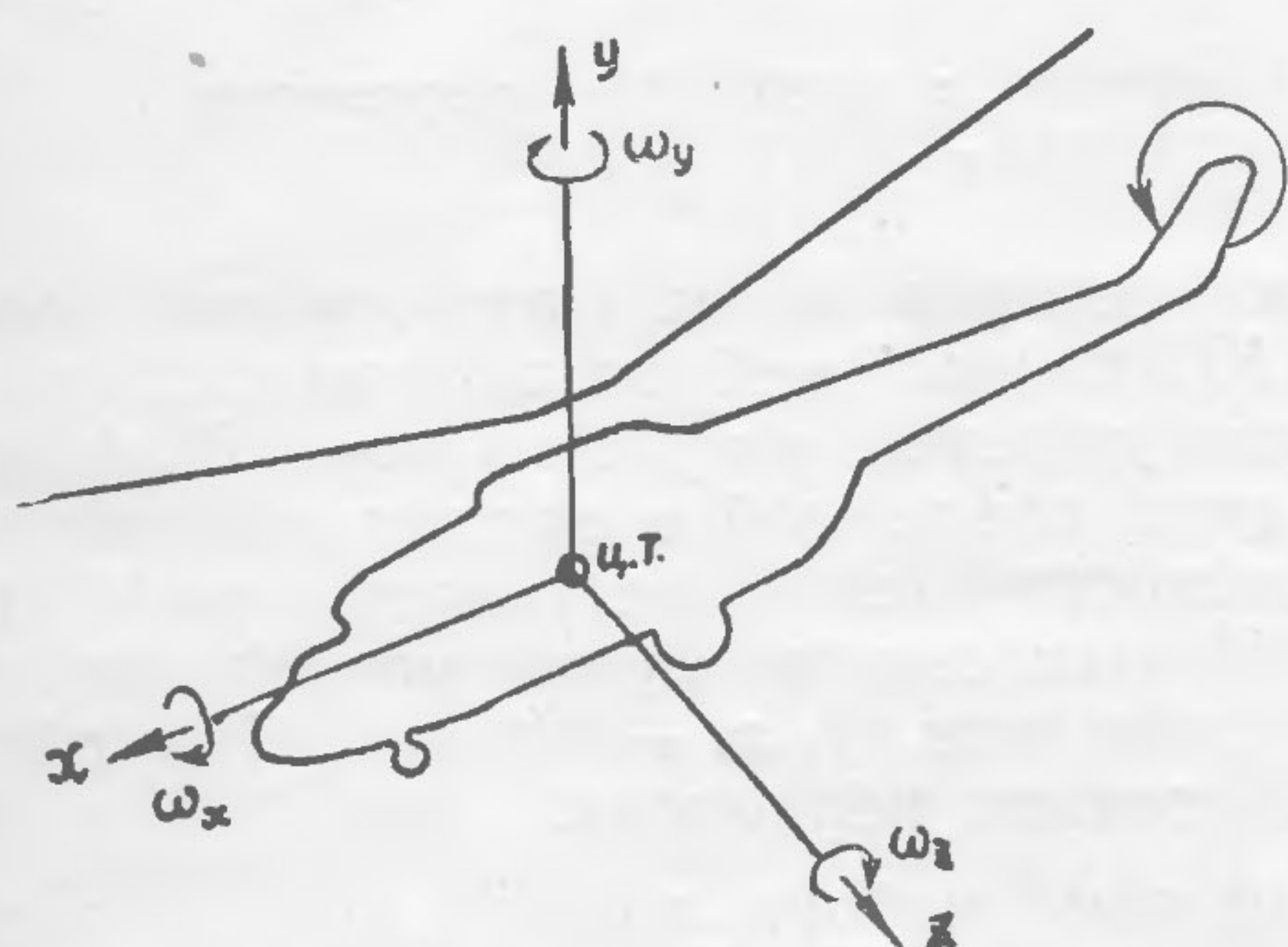
Параметры	Обозначение	Правило знаков
Усилие на педалях	$P_n$ [кг]	+давящее усилие на правую ногу -давящее усилие на левую ногу
Усилие на штоке гидроусилителя	$P_{г.у}$ [кг]	Знаки усилия на штоке гидроусилителя соответствуют знакам усилий на ручке
Угол установки стабилизатора (угол между хордой стабилизатора и конструктивной плоскостью несущего винта)	$\varphi_{ст}$ [градус]	+носик стабилизатора поднят
Угол установки крыла (угол между хордой крыла и конструктивной плоскостью несущего винта)	$\epsilon_{кр}^*$ [градус]	+носик крыла поднят
Угол тангажа (угол между строительной горизонталью фюзеляжа и линией горизонта)	$\theta$ [градус]	+нос фюзеляжа выше линии горизонта
Центровка вертолета (расстояние от центра тяжести до оси и плоскости вращения несущего винта):		
по горизонтали	$x_T$ [мм]	+вперед от оси вращения несущего винта
по вертикали	$y_T$ [мм]	—
Высота полета	$H$ [м]	—
Скорость полета по самописцу	$V_{с-па}$ [км/час]	—
Число оборотов свободной турбины	$n_T$ [об/мин]	—
Угловые скорости вращения вертолета относительно осей $x-x$ , $y-y$ , $z-z$	$\omega_x$ [1/сек] $\omega_y$ [1/сек] $\omega_z$ [1/сек]	Знаки см. фиг. 24

\*  $\epsilon_{кр}$  — средний угол установки левой и правой консолей крыла:  $\epsilon_{кр} = \frac{\epsilon_{кр \cdot прав} + \epsilon_{кр \cdot лев}}{2}$ .





Фиг. 23. Схема обозначений и правила знаков.



Фиг. 24. Система координат и положительные направления угловых скоростей.

## ХАРАКТЕРИСТИКА УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ ВЕРТОЛЕТА

Помещенные в этом разделе графики балансирующих кривых показывают изменение по скорости установившегося полета потребных отклонений органов управления вертолета, усилий управления, необходимых для осуществления этих отклонений, а также углов крена и тангажа, имеющих место в установившихся режимах полета. Кроме того, на этих графиках отмечены максимальные углы отклонения органов управления, потребные в переходных режимах полета. Указанные материалы позволяют судить о статической устойчивости вертолета по скорости полета, о влиянии центровки и условий полета на характеристики и оценить

располагаемые запасы управления вертолета.

Ниже представлены балансирующие графики, полученные в результате летных испытаний вертолета Ми-6.

Балансирующие кривые построены для трех режимов полета: горизонтального полета, набора высоты при номинальном режиме работы двигателей и планирования на режиме самовращения несущего винта на высотах  $H=300-800$  м при нормальном полетном весе вертолета и разных центровках, включая предельно допустимые центровки: продольные  $x_T=0,360$  м и  $x_T=-0,220$  м, а также поперечные, соответствующие полету с одним полностью заправленным правым или левым подвесным топливным баком (при этом  $\Delta M_x=4000$  кгм).

Обороты несущего винта (приведенные к оборотам свободной турбины) на режиме висения составляли  $n_T=7900-8000$  об/мин, на моторных режимах полета  $n_T=8300$  и  $7800$  об/мин и на режиме самовращения  $n_T=8300-7400$  об/мин.

На фиг. 25 представлен график изменения потребных углов  $\alpha$  отклонений кольца автомата перекося в продольном направлении в зависимости от скорости полета по прибору,  $V_{пр}$ . Кривые горизонтального полета и набора высоты даны для условий нормальных ( $n_T=8300$  об/мин) и минимально-допустимых ( $n_T=7800$  об/мин) постоянных оборотов свободной турбины. График получен в результате осреднения балансирующих кривых, построенных по данным ряда летных испытаний.

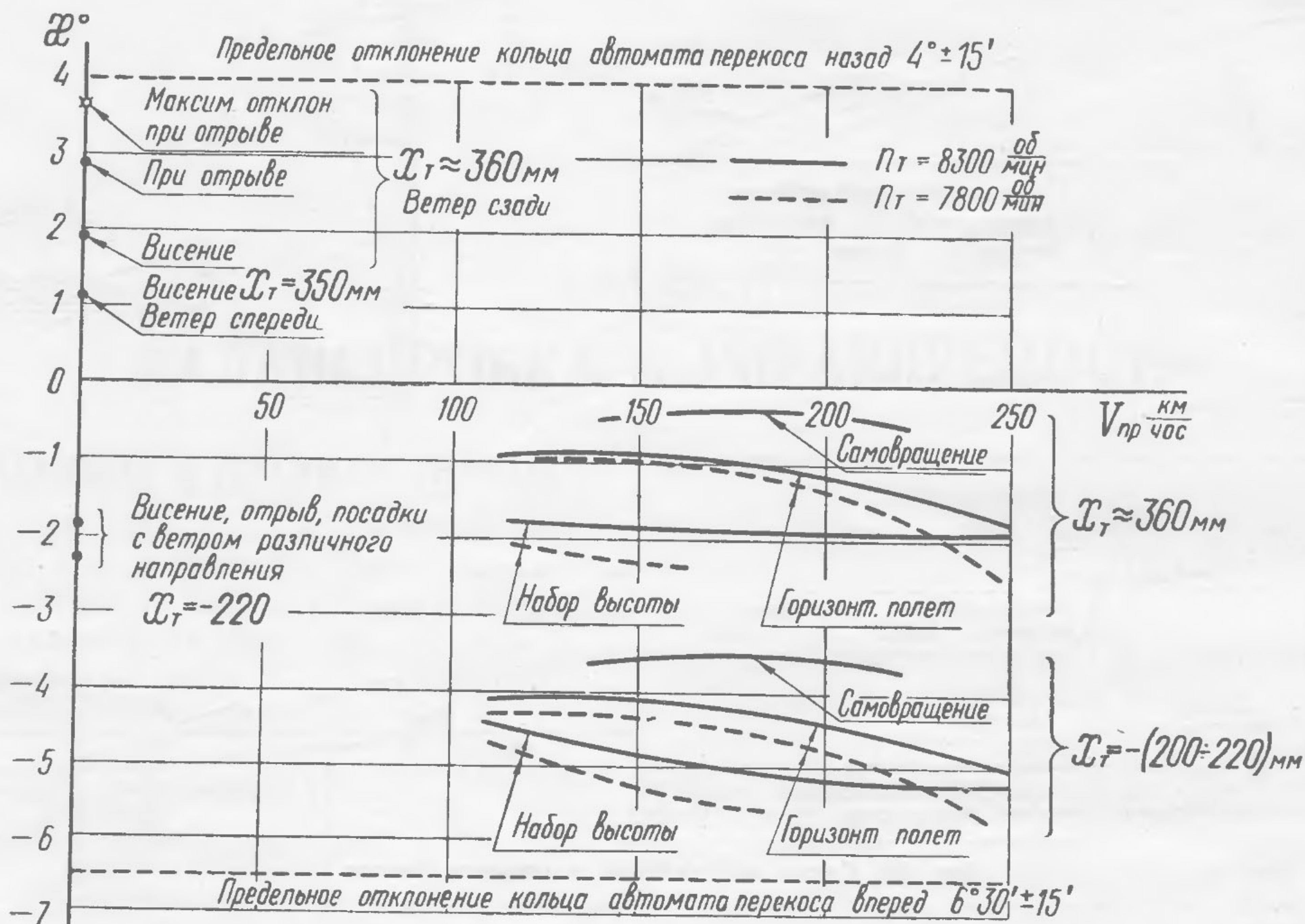
Как следует из этого графика, на небольших скоростях горизонтального полета ( $V_{пр}=110 \div$



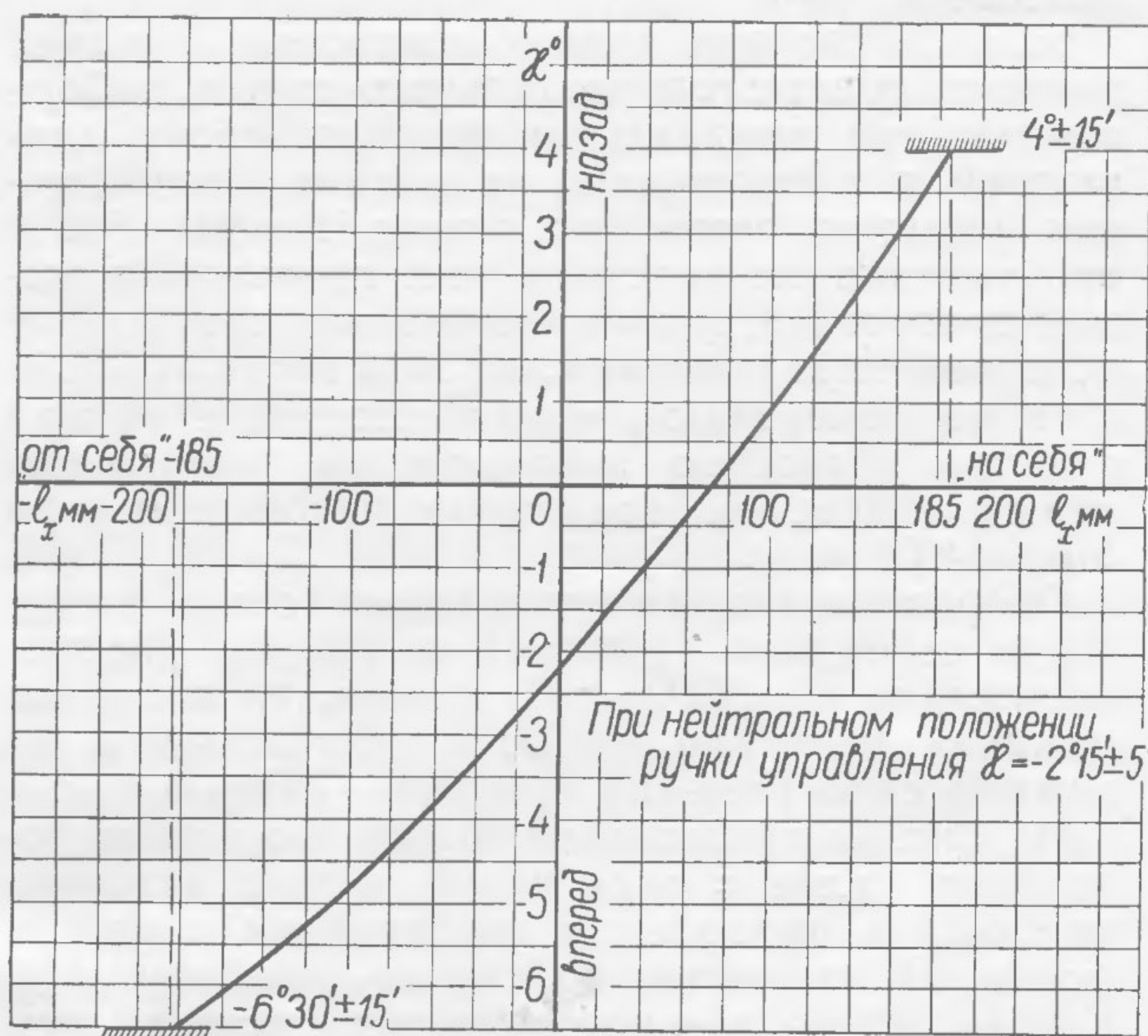
160 км/час) наклон балансировочных кривых близок к нулевому ( $\frac{dx}{dV_{пр}} = 0$ ). На более значительных скоростях полета для увеличения скорости требуется отклонение ручки управления „от себя“, т. е. в горизонтальном полете

чения продольной статической устойчивости вертолета по скорости на больших скоростях полета. Отрицательный наклон кривых  $\alpha = f(V_{пр})$  увеличивается при переходе к полету с минимальными оборотами несущего винта.

Для балансировки вертолета при средних зна-



Фиг. 25. Потребные углы и отклонения кольца автомата перекоса в продольном направлении в зависимости от скорости полета  $V_{пр}$ .



Фиг. 26. Зависимость угла и отклонения кольца автомата перекоса от перемещения  $l_x$  ручки управления циклическим шагом несущего винта в продольном направлении.

имеет место прямой характер изменения положения ручки по скорости полета ( $\frac{dx}{dV_{пр}} < 0$ ). Это говорит об изменениях в сторону увели-

чения центровки на крейсерской скорости  $V_{пр} = 200$  км/час требуется отклонение кольца автомата перекоса на угол  $\alpha = -3,5^\circ$ . При этом, благодаря введенной в продольное управление нелинейности (см. регулировочный график фиг. 26), отклонения ручки управления от нейтральной невелики ( $l_x \approx -50$  мм). Это облегчает пилотирование вертолета.

На режиме набора высоты при скоростях по прибору менее 170—210 км/час (в зависимости от центровки) наблюдается отрицательный наклон балансировочных кривых, т. е. прямой закон изменения  $\alpha$  по  $V_{пр}$ . При дальнейшем увеличении скорости полета наблюдается нулевой наклон балансировочных кривых.

Балансировочные кривые для полета на режиме самовращения несущего винта указывают на нейтральную статическую устойчивость ( $\frac{dx}{dV_{пр}} = 0$ ) при скорости  $V_{пр} = 170—190$  км/час. На больших скоростях наблюдается небольшой отрицательный, а на меньших скоростях — положительный наклон кривых  $\alpha = f(V_{пр})$ .

Из графика следует, что для перехода от режима горизонтального полета к набору высоты требуется перемещение ручки управления „от себя“ на величину до  $\Delta\alpha = -1,0^\circ$ , а при переходе к полету на режиме самовращения — перемещение ручки „на себя“ до  $\Delta\alpha = +0,9^\circ$ . Переход от



предельно передней к предельно задней эксплуатационной центровке, требующий изменения балансирующих отклонений ручки управления в направлении „от себя“, в диапазоне скоростей полета  $V_{пр} = 110 - 250 \text{ км/час}$ , характеризуется для всех трех режимов полета градиентом

$$\frac{\Delta x}{\Delta x_T} = 0,48 \div 0,57 \text{ градуса на } 100 \text{ мм.}$$

Изменение полетного веса оказывает влияние на кривые  $x = f(V_{пр})$ . Увеличение веса на 6—7 тонн приводит к увеличению отклонений  $x$  „от себя“ (возрастающих с ростом скорости полета) на  $\Delta x = -(0,5 \div 1^\circ)$ .

При уменьшении числа оборотов свободной турбины с  $n_T = 8300$  до 7800 об/мин потребное отклонение кольца автомата перекося изменяется в направлении „от себя“, как это показано на фиг. 25, и для  $V_{пр} = 250 \text{ км/час}$  составляет  $\Delta x \cong -0,8^\circ$ .

Запасы управления, т. е. разница между предельными возможными отклонениями органов управления и максимальными потребными балансирующими их величинами на установившихся режимах полета, определяются из представленных графиков относительно номинальных предельных значений углов  $x$ ,  $\eta$  и  $\varphi_{хв}$  (по техническим условиям на вертолет), отмеченных на фигурах пунктирными горизонтальными прямыми.

Наименьший запас продольного управления „от себя“ имеет место, как это следует из фиг. 25, на больших скоростях при полете с предельно задней центровкой  $x_T = -0,200 \div 0,220 \text{ м}$ .

В этих условиях при горизонтальном полете со скоростью  $V_{пр} = 250 \text{ км/час}$  максимальное отклонение автомата перекося составляет для нормальных оборотов свободной турбины ( $n_T = 8300 \text{ об/мин}$ )  $x = -5^\circ$ , а для минимальных оборотов ( $n_T = 7800 \text{ об/мин}$ )  $x = -5,8^\circ$ , что отвечает наименьшим запасам управления  $\Delta x = -1,5^\circ$  и  $\Delta x = -0,7^\circ$  или соответственно 28,6% и 13,4% от половины полного диапазона продольного отклонения автомата перекося. Максимальные отрицательные значения  $x$  на наборе высоты имеют место для скоростей, превосходящих наивыгоднейшую скорость набора (для  $V_{пр} = 190 \div 210 \text{ км/час}$ ):  $x = -5,25^\circ$  при условии  $n_T = 8300 \text{ об/мин}$  и  $x = -5,6^\circ$  при  $n_T = 7800 \text{ об/мин}$ , соответственно,  $\Delta x = -1,25^\circ$  и  $\Delta x = -0,9^\circ$  или 23,8% и 17,2%.

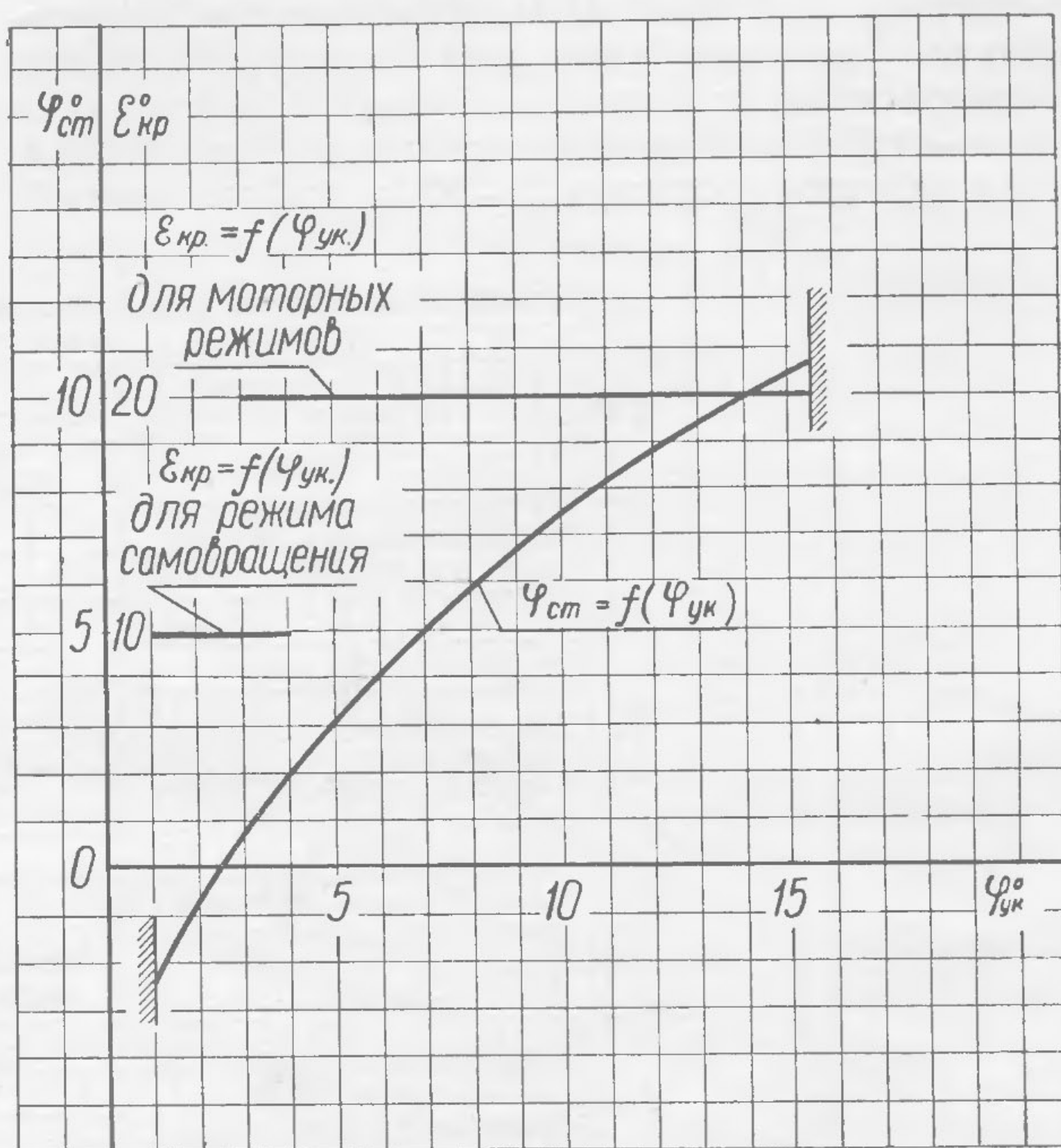
На оси ординат графика нанесены точки, отвечающие режиму висения вертолета при различной ориентировке его относительно ветра силой  $W = 5 - 8 \text{ м/сек}$ , а также при маневрах в этих условиях.

Минимальный запас управления „на себя“ отвечает висению вертолета с предельно передней центровкой  $x_T = 0,360 \text{ м}$  при ветре сзади. При этом балансирующее значение угла  $x$  составляет  $1,9^\circ$ , а запас  $\Delta x = 2,1^\circ$  или 40%. При висении против ветра с этой же центровкой угол  $x = 1,15^\circ$ .

Среднее значение угла  $x$  при отрыве вертолета от земли с ветром сзади получилось равным  $2,9^\circ$ . Максимальное же пиковое отклонение кольца автомата перекося „на себя“ при этом достигло величины  $x = 3,7^\circ$ .

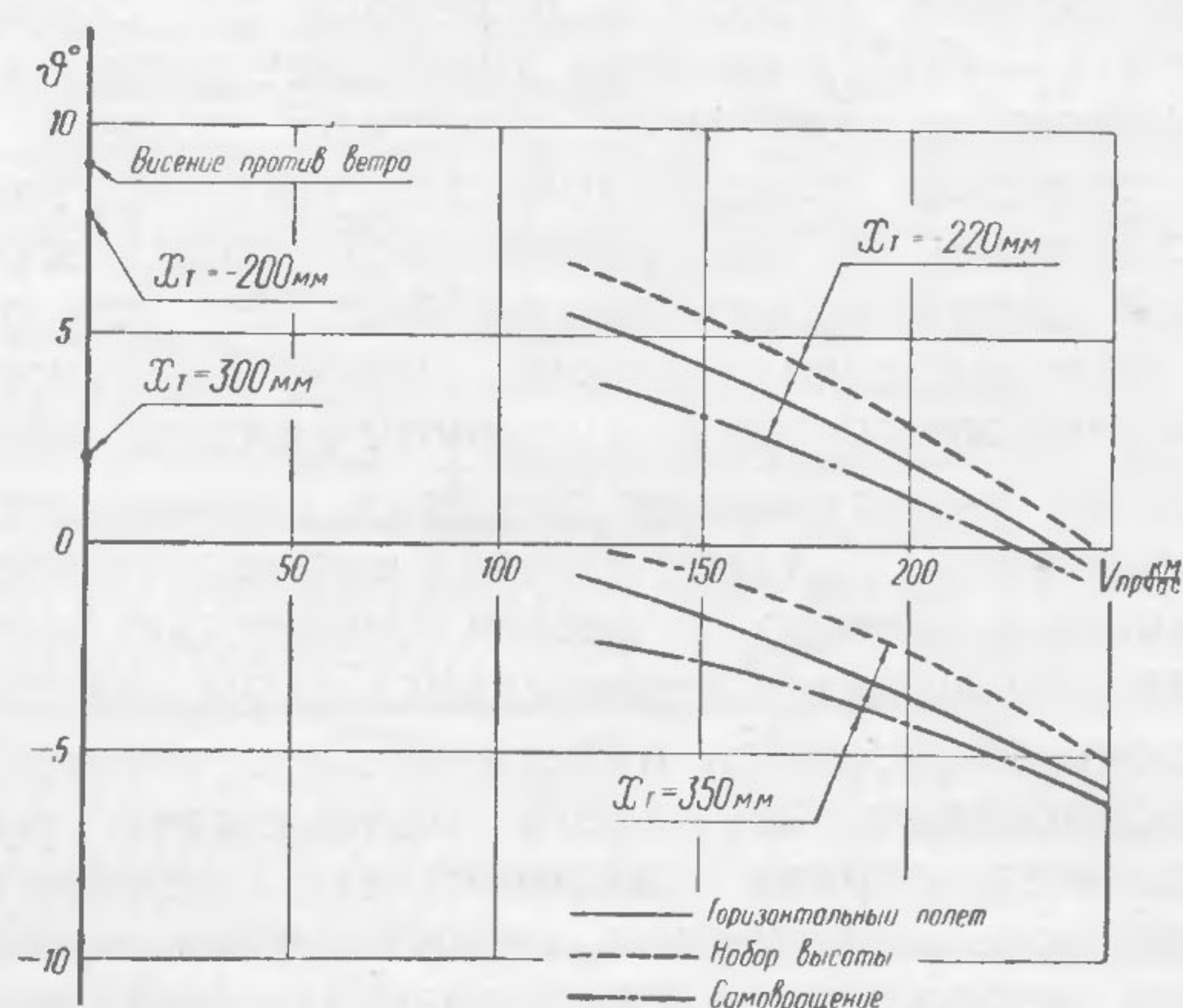
Таким образом, запасы управления „на себя“ являются достаточными.

На фиг. 27 приведены графики зависимости  $\varphi_{ст} = f(\varphi_{ук})$  по общему шагу несущего винта, осуществленной на вертолете. На этом же графике нанесены линии двух возможных значений



Фиг. 27. Значения угла установки крыла  $\epsilon_{кр}$  и зависимость углов установки стабилизатора  $\varphi_{ст}$  (относительно конструктивной плоскости вращения несущего винта) от угла  $\varphi_{ук}$  общего шага несущего винта (по указателю).

среднего угла установки крыла. Большой угол установки  $\epsilon_{кр} = 20^\circ$  используется на режимах моторного полета, малый угол  $\epsilon_{кр} = 10^\circ$  — на самовращении. Углы  $\varphi_{ст}$  и  $\epsilon_{кр}$  отсчитываются от конструктивной плоскости вращения несущего винта.



Фиг. 28. Изменение угла  $\varphi$  тангажа (относительно строительной горизонтали) в зависимости от скорости полета  $V_{пр}$ .

Балансирующие кривые углов тангажа (относительно строительной горизонтали вертолета) показаны на фиг. 28; с ростом скорости полета

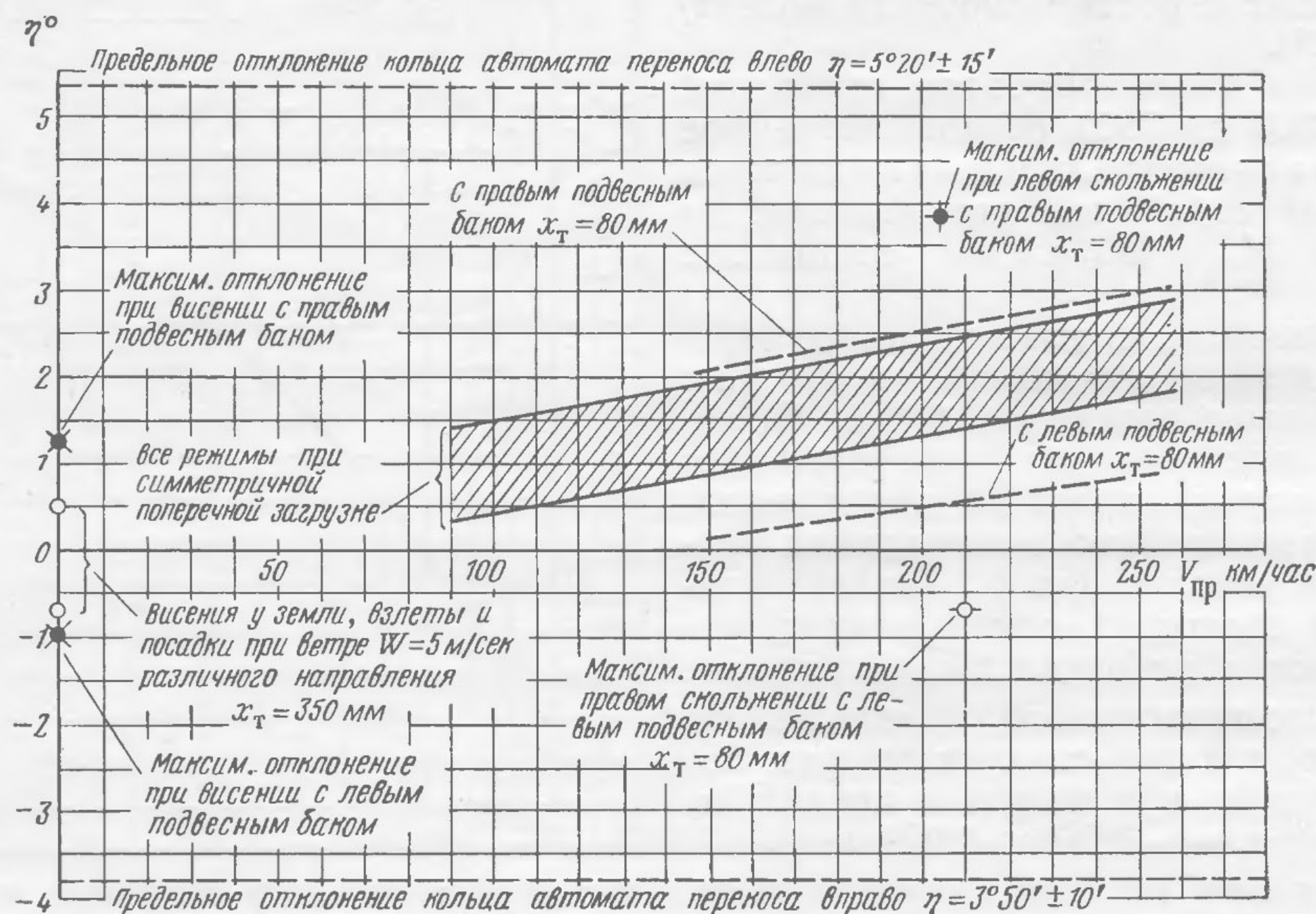


и при переходе к более передним центровкам угол тангажа изменяется в сторону отрицательных значений, т. е. на пикирование.

Для вертолета Ми-6 на висении и малых скоростях полета характерны более значительные углы тангажа на кабрирование по сравнению с вертолетами Ми-1 и Ми-4 вследствие относительно большого диапазона эксплуатационных центровок. Так, при висении с центровкой  $x_T = -0,200$  м, близкой к предельно задней, угол тангажа достигает  $\vartheta \sim 8^\circ$  (на кабрирование),

Наибольшее балансирующее отклонение ручки управления влево  $\eta \approx 3,0^\circ$  получено на скорости  $V_{пр} = 260$  км/час при полете с правым подвесным баком; соответствующий ему минимальный запас поперечного управления влево равен  $\Delta\eta = 2,33^\circ$  или 50,8% от половины полного диапазона поперечного отклонения кольца автомата перекоса  $\left(\frac{\Delta\eta}{2} = 4,58^\circ\right)$ .

Нанесенные на этом же графике точки, отвечающие поперечным отклонениям ручки управ-



Фиг. 29. Потребные углы  $\eta$  отклонения кольца автомата перекоса в поперечном направлении в зависимости от скорости полета  $V_{пр}$ .

при висении против ветра  $\vartheta = 9^\circ$ . При полете с передней центровкой  $x_T = 0,300$  м угол тангажа на пикирование при  $V_{пр} = 250$  км/час составляет около  $\vartheta = -6^\circ$ .

Балансировочные кривые поперечных отклонений кольца автомата перекоса по скорости полета  $\eta = f(V_{пр})$  на всем диапазоне продольных центровок и для всех режимов полета при симметричной поперечной загрузке вертолета расположены в заштрихованной зоне, ограниченной двумя прямыми на фиг. 29, что отвечает полетам с различными углами скольжения, имеющими место при нормальном пилотировании.

Там же пунктирными линиями показаны зависимости  $\eta = f(V_{пр})$  для полета вертолета только с правым и только с левым полностью заправленным топливным подвесным баком.

С ростом скорости полета летчик должен для балансирования вертолета перемещать ручку управления справа налево; эта асимметрия поперечного управления, свойственная одновинтовому вертолету, характеризуется градиентом  $\frac{d\eta}{dV_{пр}}$ , достигающим для вертолета Ми-6 до  $\frac{0,9 \text{ град}}{100 \text{ км/час}}$ . Переход от предельно правой к предельно левой центровке требует изменения угла  $\eta$  на  $\Delta\eta \approx 1,5^\circ \div 2,0^\circ$ .

ления, имевшим место при выполнении скольжений, показывают, что даже при левом скольжении вертолета с предельно правой центровкой на скорости  $V_{пр} \approx 200$  км/час максимальное (пиковое) значение угла  $\eta$  не превосходит  $4^\circ$ .

Величина продольной центровки незначительно влияет на поперечную балансировку вертолета.

На оси ординат графика белыми кружками обозначены точки, отвечающие балансировке и маневрам взлета и посадки с режима висения вертолета с предельно передней центровкой при ветре  $W=5$  м/сек различного направления. Для выполнения этих режимов потребовались углы отклонения кольца автомата перекоса в пределах от  $0,5^\circ$  до  $-0,7^\circ$ , т. е.  $\Delta\eta = 1,2^\circ$ .

Наименьший запас поперечного управления вправо, соответствующий углу  $\eta = -0,7^\circ$ , равняется  $\Delta\eta = -3,13^\circ$  или 68,3%.

Черными кружками обозначены точки максимальных пиковых отклонений кольца (автомата) перекоса при висении вертолета с одним только правым или левым полностью заправленным топливным подвесным баком при слабом ветре. Эти пиковые значения составляют: вправо около  $\eta = -1,0^\circ$  (больше, чем получилось при выполнении правого скольжения при наличии левого подвесного бака на скорости  $V_{пр} = 210$  км/час), влево  $\eta = 1,25^\circ$ .



Следовательно, если учесть расход управления при ветре  $W = 5 \text{ м/сек}$   $\Delta\eta \approx \frac{1,2^\circ}{2} = 0,6^\circ$  и добавить его к максимальным пиковым значениям угла  $\eta$  при предельных поперечных центровках, то и в этих крайних случаях остаются большие запасы управления.

Если принять приблизительно, что для ветра более значительной силы,  $W \approx 10 \text{ м/сек}$ , требуется вдвое больший диапазон поперечных отклонений ручки, чем при  $W = 5 \text{ м/сек}$ , т. е.  $\Delta\eta = 2 \cdot 0,6 = 1,2^\circ$ , то, добавив его даже к мгновенным значениям угла  $\eta$  на висении со слабым ветром ( $\eta = 1,25^\circ$  и  $\eta = 1,0^\circ$ ), получим соответственно углы  $\eta = 2,45^\circ$  и  $\eta = -2,2^\circ$ . Таким образом, остается возможность поперечных отклонений ручки еще на  $\Delta\eta \approx 2,9^\circ \div 1,6^\circ$ .

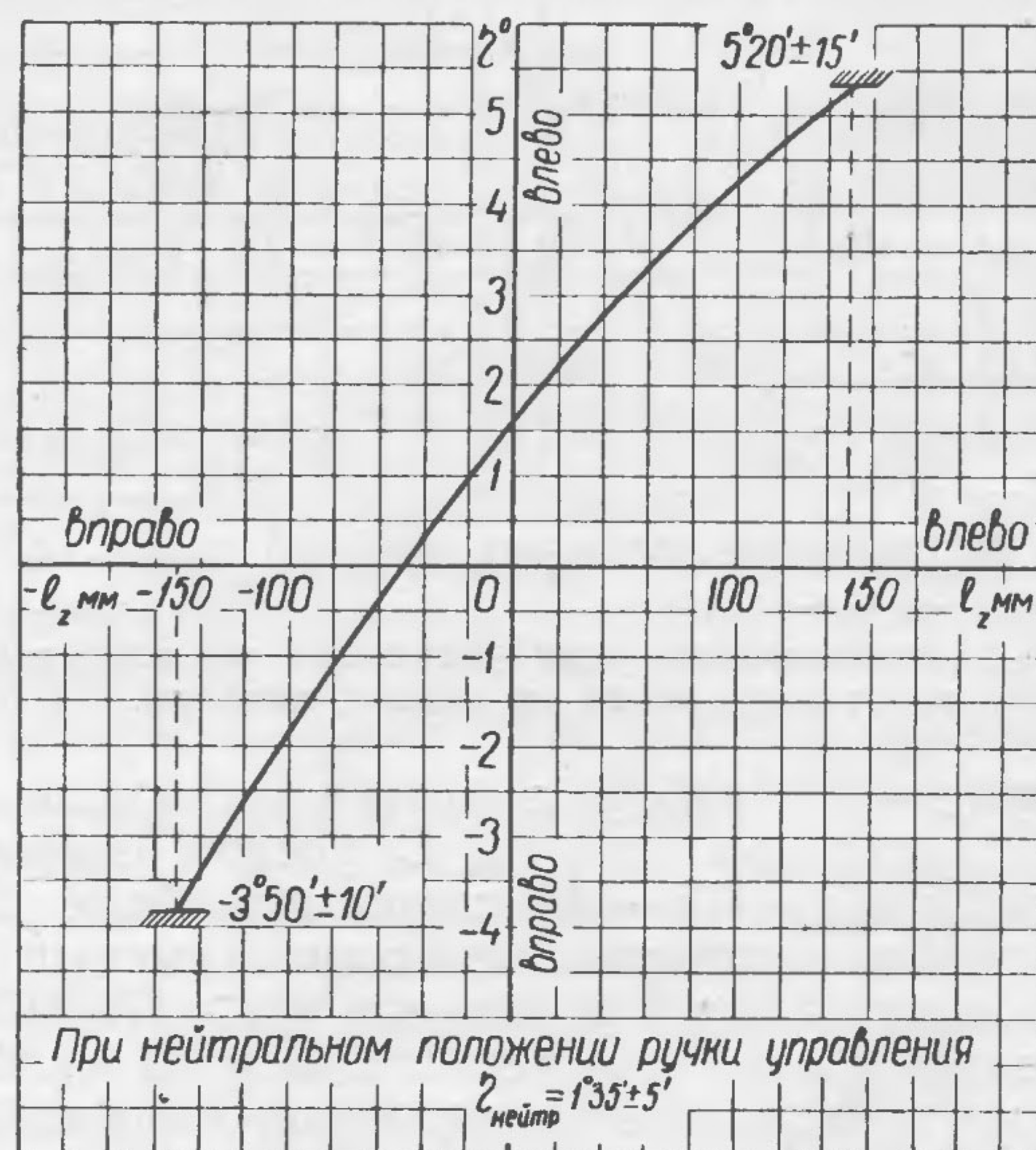
Из всего изложенного выше следует вывод о вполне достаточных запасах поперечного управления на вертолете Ми-6.

В горизонтальном полете вертолета на крейсерской скорости  $V_{пр} \approx 200 \text{ км/час}$  при симметричной его загрузке балансирующее значение угла  $\eta$  составляет около  $1,5^\circ$ . При этом благодаря введенной в закон поперечного управления нелинейности [см. регулировочный график  $\eta = f(l_z)$  на фиг. 30] ручка управления находится в нейтральном положении,  $l_z \approx 0$ , вследствие чего облегчается пилотирование вертолета.

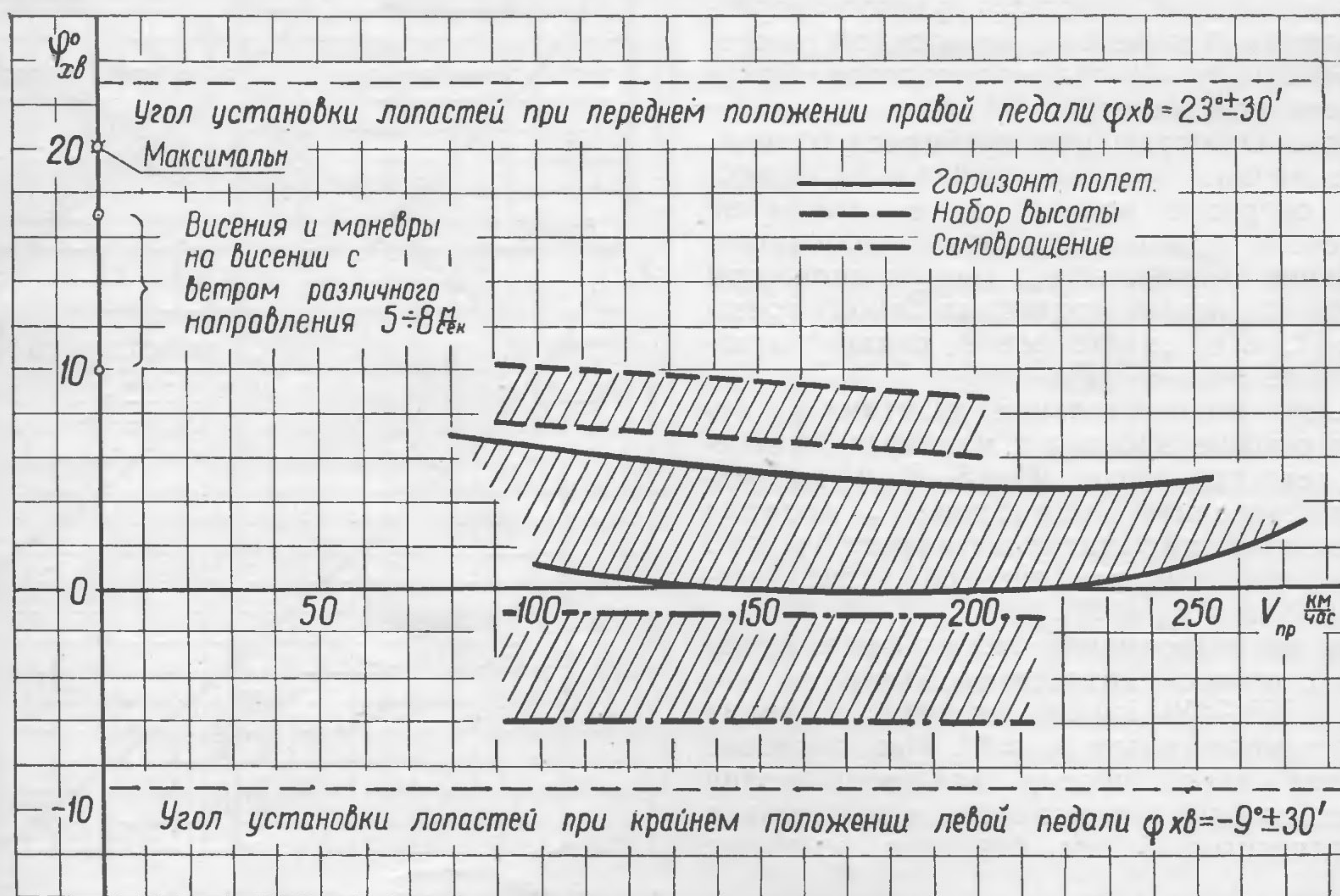
Балансирующие зависимости углов установки лопастей хвостового винта от скорости полета  $\varphi_{хв} = f(V_{пр})$  представлены на фиг. 31. Балансирующие кривые смещаются в зависимости от углов крена и скольжения, выдерживаемых в полете, а также от условий работы двигателей (коррекция, обороты). Эти параметры могут быть

различными на одном и том же режиме полета. Поэтому полученные по летным испытаниям семейства балансирующих кривых, относящиеся к одному режиму полета (набор высоты, горизонтальный полет, самовращение), ограничены на графике заштрихованными зонами.

Из графика на фиг. 31 следует, что на режимах моторного полета на всех скоростях требуются положительные значения  $\varphi_{хв}$ : максимальные — на режиме висения, промежуточные по

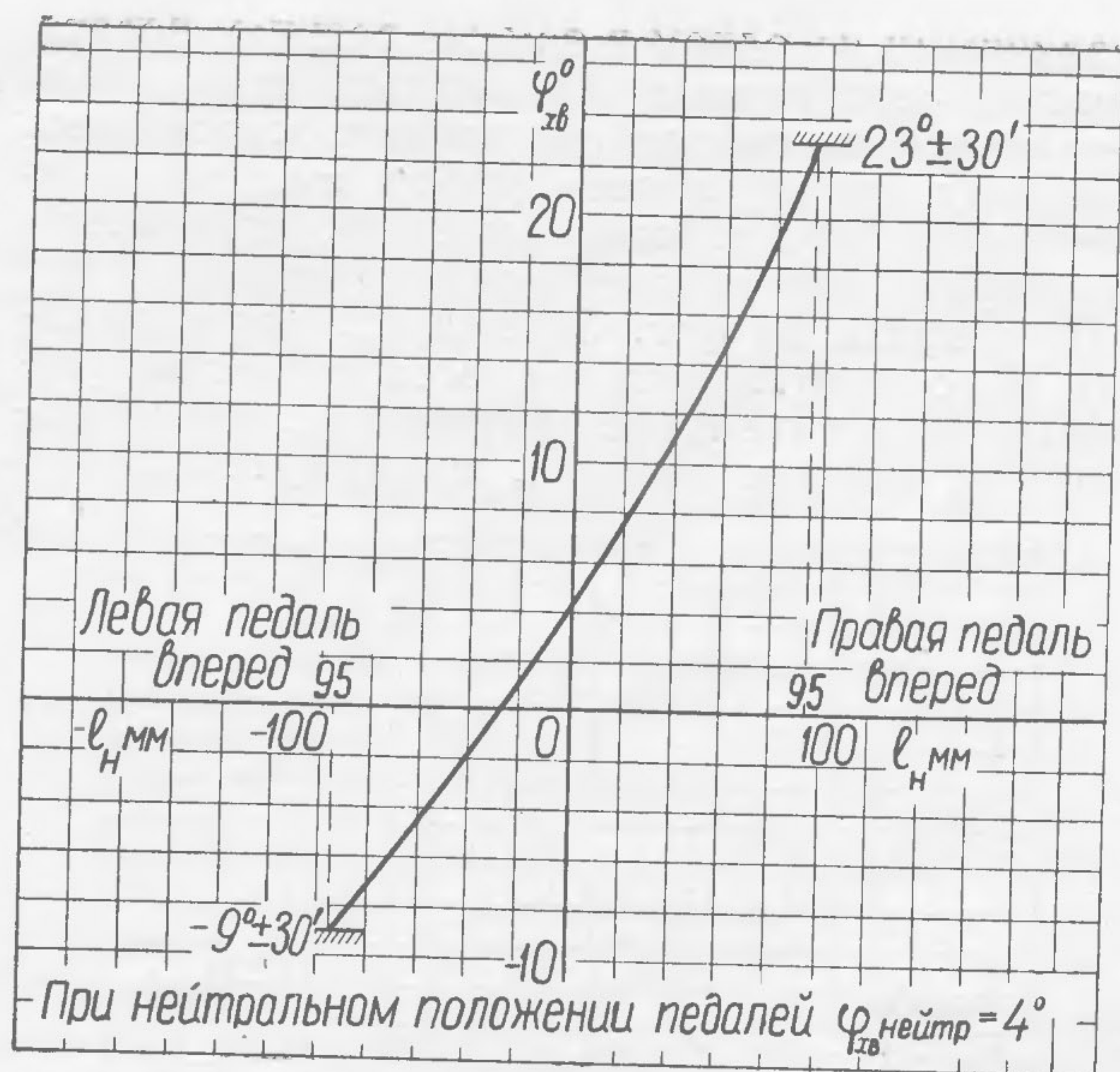


Фиг. 30. Зависимость угла  $\eta$  отклонения кольца автомата перекоса от перемещения  $l_z$  ручки управления циклическим шагом несущего винта в поперечном направлении.



Фиг. 31. Изменение требуемых углов отклонения  $\varphi_{хв}$  установки лопастей хвостового винта в зависимости от скорости полета  $V_{пр}$ .





Фиг. 32. Зависимость угла установки  $\varphi_{хв}$  лопастей хвостового винта от хода  $l_n$  педалей.

величине — при наборе высоты и наименьшие — в горизонтальном полете. С ростом скорости полета до  $V_{пр} = 175 - 200$  км/час потребные углы установки лопастей хвостового винта уменьшаются; в горизонтальном полете при  $V_{пр} \geq 175$  км/час наблюдается некоторое увеличение угла  $\varphi_{хв}$ . Наибольшее превышение  $\varphi_{хв}$ , потребного для набора высоты по сравнению с горизонтальным полетом, доходит до  $\Delta\varphi_{хв} = 5^\circ$ .

Для выполнения горизонтального полета на крейсерской скорости  $V_{пр} \approx 200$  км/час потребный угол  $\varphi_{хв}$  составляет  $\varphi_{хв} = 0 \div 5^\circ$ . При этом благодаря введенной в систему путевого управления нелинейной передачи, показанной на графике  $\varphi_{хв} = f(l_n)$  фиг. 32, педали находятся вблизи нейтрального положения.

На режиме самовращения требуются отрицательные величины  $\varphi_{хв}$ , практически не меняющиеся по скорости полета, т. е. смещение вперед левой педали. При этом наибольшее отрицательное значение  $\varphi_{хв}$  (полученное при полете с одним левым подвесным баком) составило  $\varphi_{хв} \approx 7^\circ$ , т. е. „запас левой педали“ отвечает величине  $\Delta\varphi_{хв} = -4^\circ$ .

Наибольшие положительные значения  $\varphi_{хв}$  отмечены на режиме висения и маневрах на висении вертолета при ветре  $W = 5 - 8$  м/сек различного направления, при этом  $\varphi_{хв}$  доходит до  $17^\circ$  и „запас правой педали“ составляет  $\Delta\varphi_{хв} \approx 5^\circ$ .

Максимальное, пиковое значение угла установки на висении  $\varphi_{хв} = 20^\circ$ .

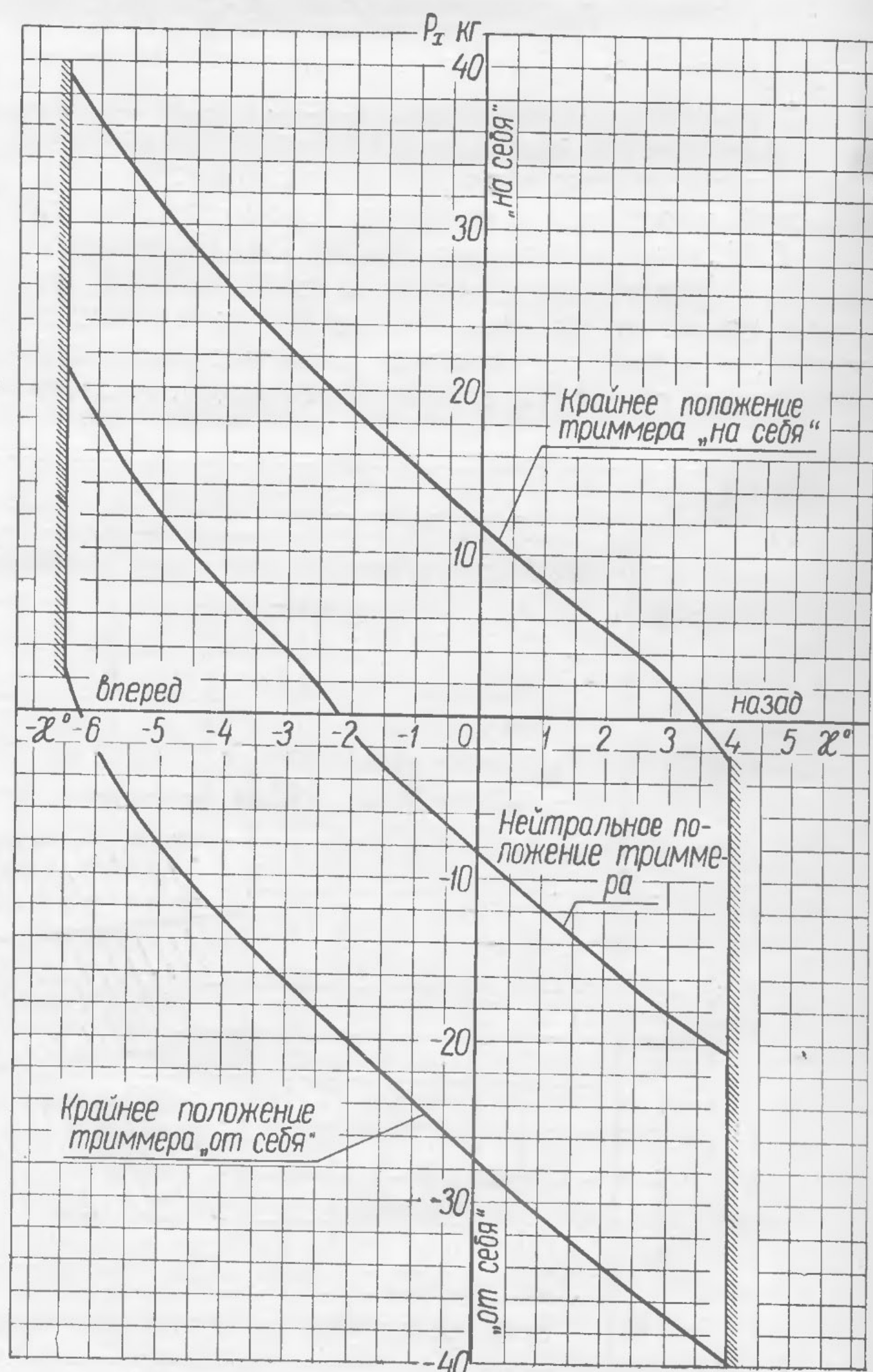
В случае же выполнения левого скольжения вертолета с правым подвесным баком на скорости  $V_{пр} = 205 - 210$  км/час пиковое значение угла  $\varphi_{хв}$  составило только  $\varphi_{хв} \approx 6^\circ$ . Максимальное перемещение левой педали для выполнения правого скольжения на вертолете с одним только левым подвесным баком отвечает величине  $\varphi_{хв} \approx -9^\circ$ .

Таким образом, предельные возможные отклонения педалей обеспечивают балансировку вертолета и выполнение маневров.

Графики зависимости углов  $\chi$ ,  $\eta$  и  $\varphi_{хв}$  от линейных перемещений ручки управления и педалей, приведенные на фиг. 26, 30 и 32, дают возможность по данным кривых  $\chi = f(V_{пр})$ ,  $\eta = f(V_{пр})$  и  $\varphi_{хв} = f(V_{пр})$  определить отвечающие им потребные величины  $l_x$ ,  $l_z$  и  $l_n$ .

В цепи продольного, поперечного и путевого управления вертолета включены специальные разгрузочные (триммерные) пружинные механизмы для создания градиента изменения усилий управления по перемещению ручки управления и педалей и для уменьшения или приведения к нулю балансирующих усилий на ручке и педалях.

Расчетные характеристики этих механизмов (представляющие собой зависимости усилий управления от соответствующих отклонений кольца автомата перекоса и изменения угла установки лопастей хвостового винта) для нейтрального и предельных положений триммеров приведены: на фиг. 33 — для продольного управления, на фиг. 34 — для поперечного управления и на фиг. 35 — для путевого управления.



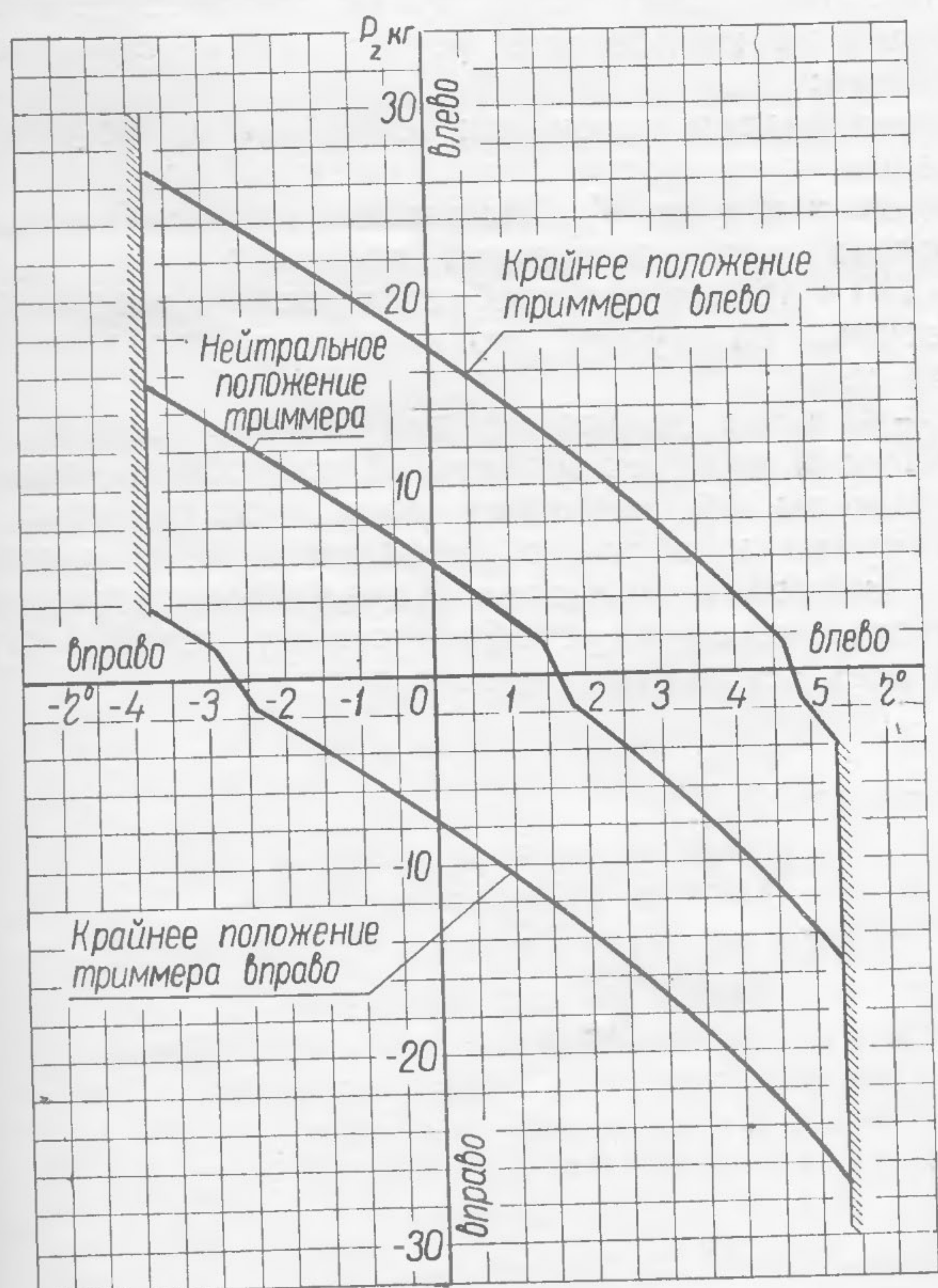
Фиг. 33. Зависимость усилия  $P_x$  (от разгрузочных пружин) на ручке управления циклическим шагом несущего винта в продольном направлении от угла  $\eta$  отклонения кольца автомата перекоса.



Как следует из указанных графиков, воздействию на триммерные устройства, можно изменять величину усилия на ручке управления циклическим шагом несущего винта и на педалях в широких пределах:  $\Delta P_x = 37$  кг,  $\Delta P_z = 23$  кг,  $\Delta P_n = 47$  кг.

Балансировочные кривые усилий на ручке управления циклическим шагом несущего винта и на педалях в зависимости от скорости на режиме горизонтального полета при нейтральном положении триммеров  $P_x = f(V_{пр})$ ,  $P_z = f(V_{пр})$  и  $P_n = f(V_{пр})$  представлены на фиг. 36. При этом рассматривается средняя продольная центровка вертолета  $x_T = 0$  и использованы средние значения углов  $\eta$  и  $\varphi_{хв}$  из заштрихованных на фиг. 29 и 31 областей и их изменения.

Вследствие необратимости системы управления вертолета усилия управления создаются лишь за счет пружин триммерных механизмов. Поэтому балансировочные кривые по усилию повторяют характер балансировочных кривых по отклонению органов управления, в результате чего имеет место прямой характер изменения продольного усилия на ручке по скорости полета ( $\frac{dP_x}{dV_{пр}} > 0$ ); с возрастанием скорости должно возрастать отрицательное (влево) давящее усилие летчика на ручку управления ( $\Delta P_z < 0$ ); для путевого управления с ростом скорости горизонтального полета давление на правую ногу уменьшается вплоть до скорости  $V_{пр} \approx 200$  км/час,



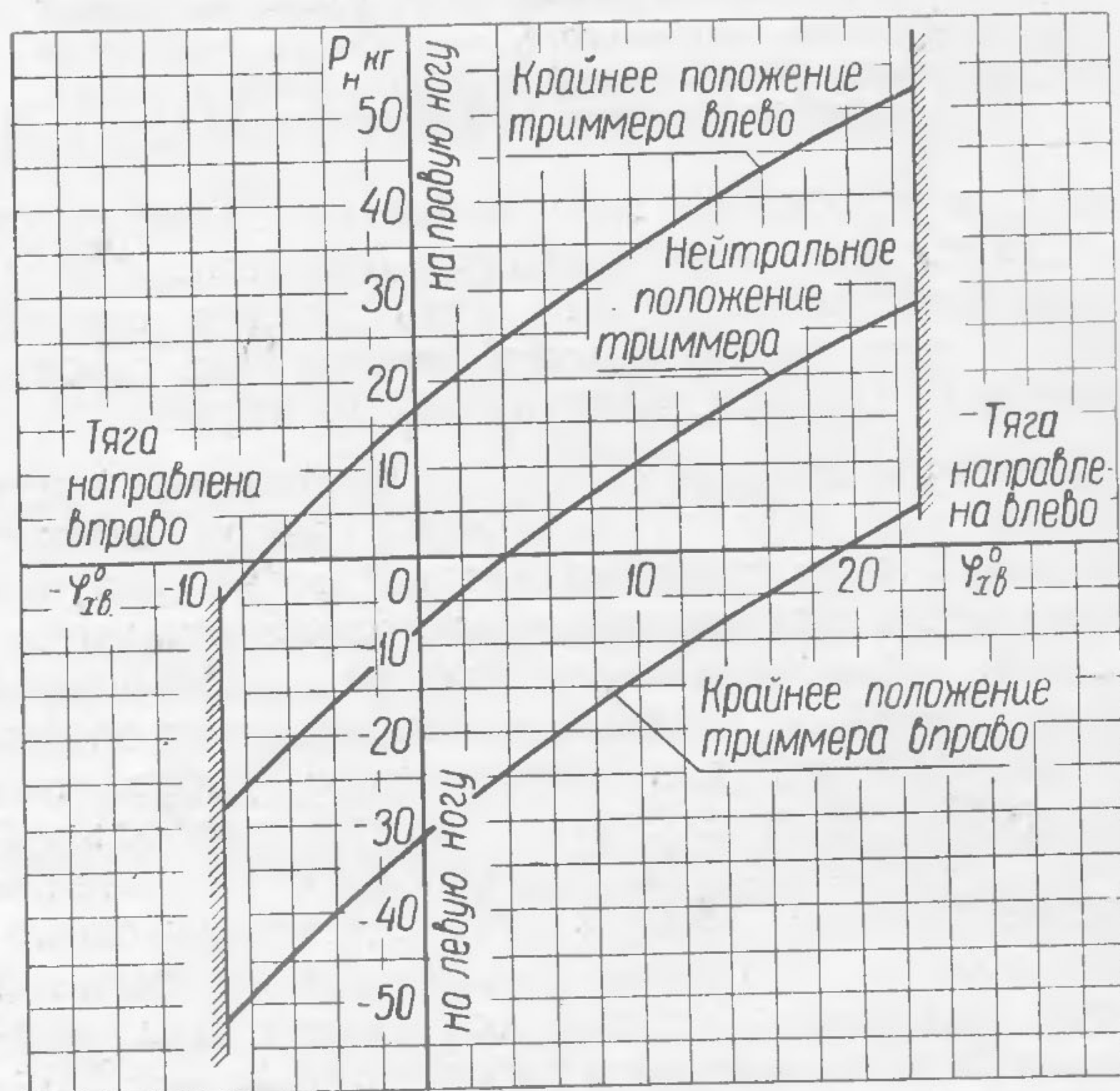
Фиг. 34. Зависимость усилий  $P_z$  (от разгрузочных пружин) на ручке управления циклическим шагом несущего винта в поперечном направлении от угла  $\eta$  отклонения кольца автомата перекоса.

после чего это усилие незначительно увеличивается.

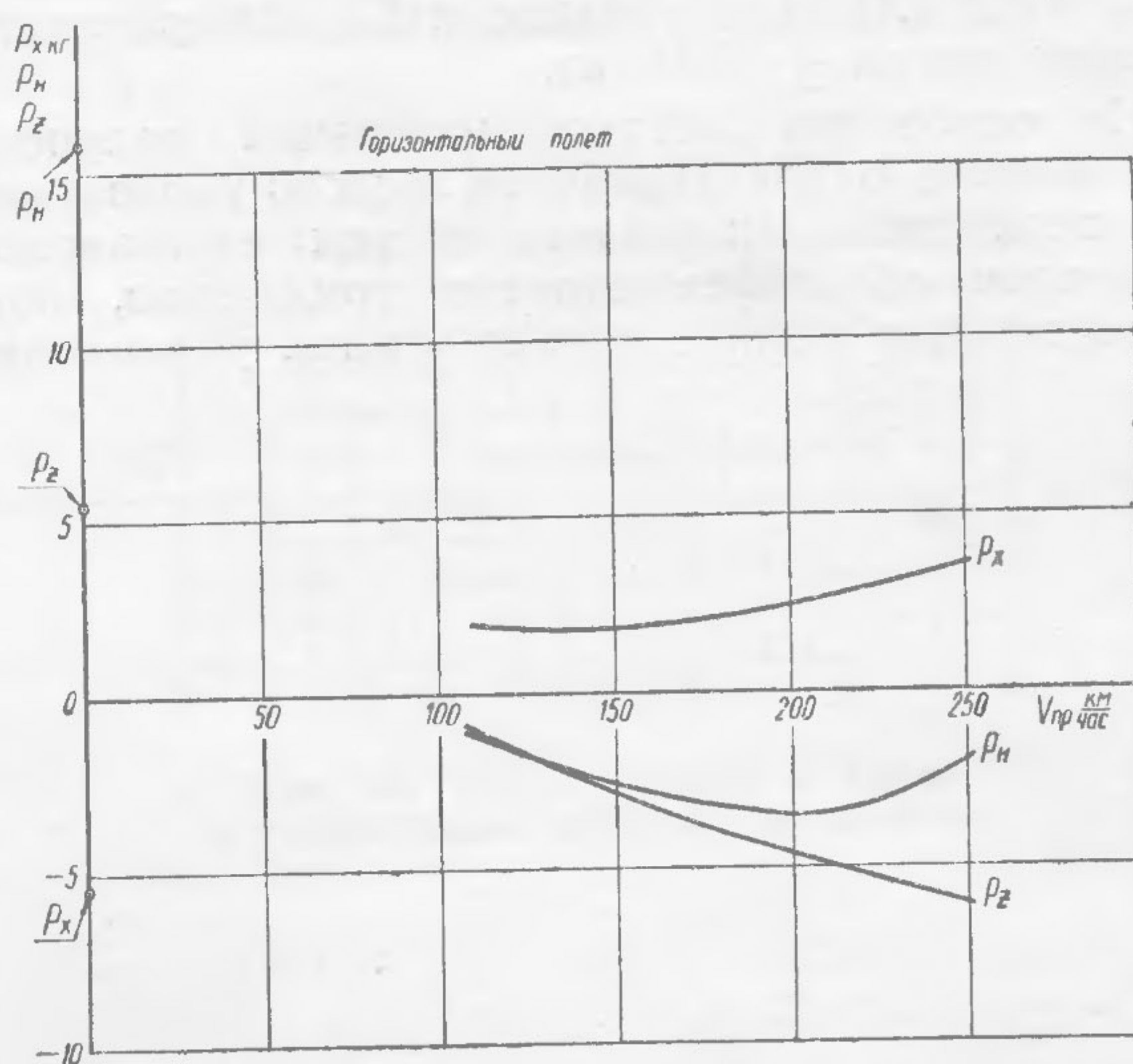
При переходе от режима висения к скорости полета  $V_{пр} = 250$  км/час усилия на органах управления при нейтральном положении триммеров изменяются в следующих пределах:  $\Delta P_x \approx 10$  кг,  $\Delta P_z \approx 11$  кг,  $\Delta P_n \approx 17$  кг.

На фиг. 37 представлен график зависимости усилий на штоке гидроусилителей системы управления от скорости полета.

Постоянная часть усилий на штоке гидроусилителей управления общим шагом и продольного управления положительна по знаку; при этом усилие, проходящее от лопастей несущего винта на ползун автомата перекоса, направлено

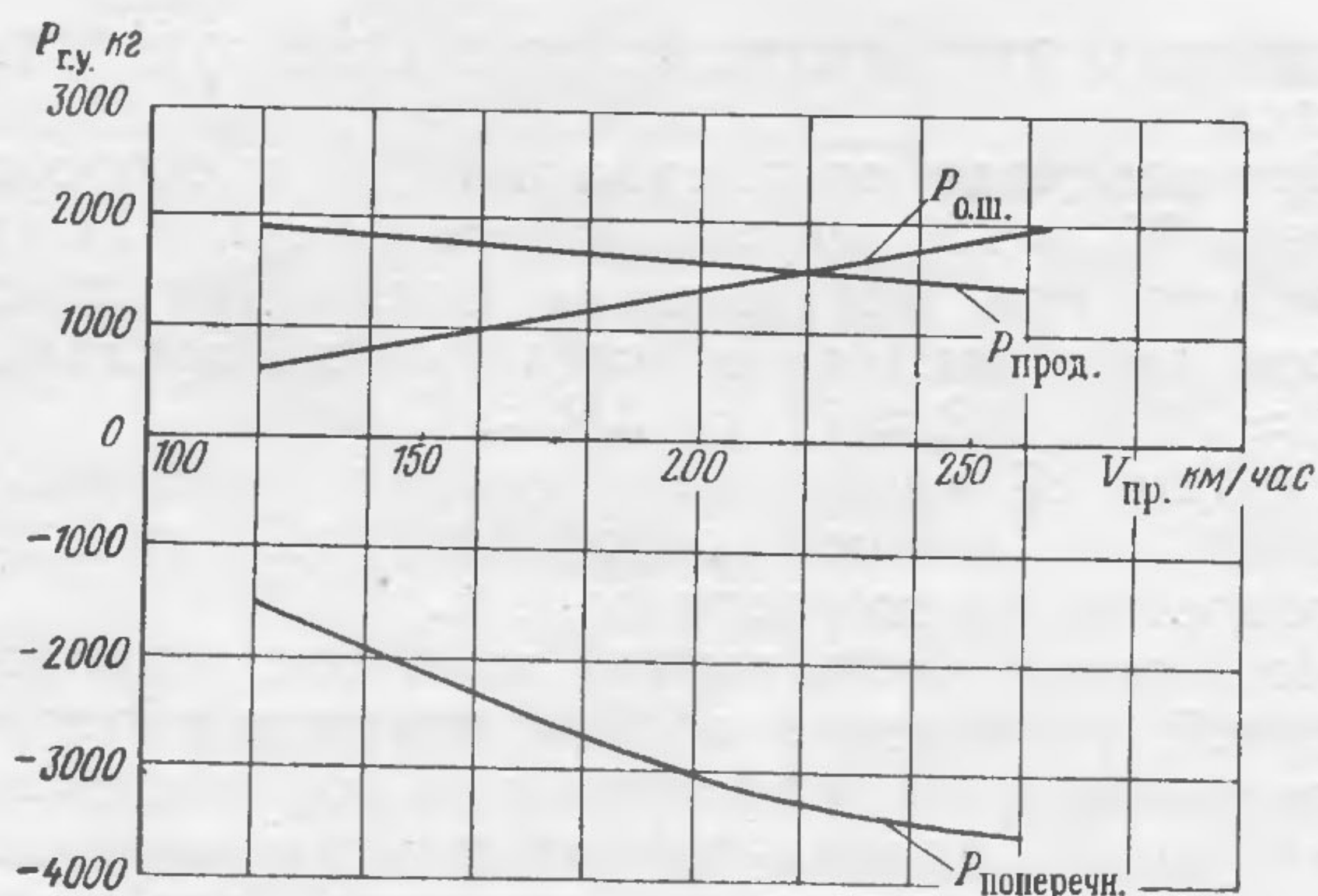


Фиг. 35. Зависимость усилий  $P_n$  (от разгрузочных пружин) на педалях от угла  $\varphi_{хв}$  установки лопастей хвостового винта.



Фиг. 36. Зависимость усилий  $P_x$ ,  $P_z$  на ручке управления циклическим шагом несущего винта и  $P_n$  на педалях управления от скорости полета  $V_{пр}$  при нейтральном положении триммеров в системе управления.





Фиг. 37. Изменение постоянной части усилия на штоках гидроусилителей продольного, поперечного управления и управления общим шагом несущего винта в зависимости от скорости полета вертолета.

вверх, и момент на тарелке (автомата перекоса) действует на кабрирование. Для поперечного управления постоянная часть усилия отрицательна, что соответствует моменту на тарелке автомата перекоса, действующему вправо.

С ростом скорости полета постоянная часть усилий для управления общим шагом и поперечного управления возрастает по абсолютной величине, а для продольного управления уменьшается. Максимальные значения постоянной части усилий составляют для управления общим шагом 2000 кг, для поперечного управления 3500 ÷ 3600 кг и достигаются при наибольшей скорости полета. Для продольного управления усилие порядка 1800 кг отвечает малым скоростям полета. Величина амплитуды переменной части указанных усилий составляет для продольного и поперечного управлений  $\Delta P = \pm 300 \div \pm 600$  кг на всех режимах полета, а по общему шагу  $\Delta P \approx \pm 1000$  кг. Максимальное рабочее усилие гидроусилителя БУ-33 продольного, поперечного и путевого управления составляет  $\pm 6000$  кг, для гидроусилителя БУ-32 управления общим шагом  $\pm 12000$  кг.

На основании летных испытаний получено заключение о достаточности запасов управления на всех режимах полета и при выполнении маневров, об эффективности триммеров, обеспечивающих полное снятие усилий управления

на всех режимах, при всех скоростях полета и для всех центровок. Устойчивость и управляемость вертолета на проверенных режимах оценена как удовлетворительная. Отмечается, однако, путевая раскачка вертолета, более ощутимая, чем на вертолете Ми-4.

На основании приведенных выше данных следует, что:

- диапазон отклонения ручки и педалей управления обеспечивает выполнение основных режимов установившегося полета и переходных режимов на всем диапазоне скоростей полета и при всех эксплуатационных центровках;

- изменение по скорости полета продольных отклонений ручки управления для режима горизонтального полета при  $V_{пр} > 140 \div 160$  км/час имеет прямой характер, т. е. для перехода на большую скорость полета требуется отклонение ручки вперед. На режиме набора высоты со скоростью полета до  $V_{пр} \approx 170 \div 210$  км/час имеет место прямой характер изменения угла  $\chi$  по  $V_{пр}$ , при более высоких скоростях — обратный характер, т. е. кривые имеют небольшой положительный наклон. Режиму самовращения несущего винта соответствует нейтральность вертолета по скорости полета;

- нелинейность, введенная в регулировочный закон связи продольного и поперечного перемещений ручки управления с отклонением кольца автомата перекоса, а также в закон связи перемещений педали с углами установки лопастей хвостового винта, обеспечивает близкое к нейтральному положение ручки управления и педалей на крейсерском режиме горизонтального полета;

- характер изменения усилий на ручке управления по скорости полета следует закону изменения  $\chi$  и  $\eta$  по  $V_{пр}$ . На режиме горизонтального полета для увеличения скорости (при  $V_{пр} = 110 \div 160$  км/час) требуется увеличение усилий летчика на ручку управления в направлении „от себя“;

- на всем диапазоне допустимых скоростей полета и при всех эксплуатационных центровках триммеры обеспечивают полное снятие усилий на ручке и педалях управления вертолетом;

- вертолет обладает удовлетворительными характеристиками устойчивости и управляемости на всех основных режимах полета.



## ГЛАВА VII

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЕЙ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

В лопасти несущего винта применены следующие профили:

на участке от  $\bar{r}=0,151$  до  $\bar{r}=0,806$  — профиль NASA-230M;

на участке от  $\bar{r}=0,806$  до  $\bar{r}=0,883$  — переходный профиль;

на участке от  $\bar{r}=0,883$  до  $\bar{r}=1$  — профиль П-57-9.

Лопасть несущего винта в плане (от  $\bar{r}=0,151$  до  $\bar{r}=0,427$ ) имеет прямоугольную форму с хордой  $b_{\text{корн}}=1,248$  м, а концевой участок имеет трапециевидную форму с концевой хордой  $b_{\text{конц}}=0,62$  м.

Изменение относительных толщин профиля хорд лопасти, углов геометрической крутки по радиусу лопасти показано на фиг. 38. Ступенчатый характер крутки лопасти выбран для уменьшения динамических напряжений в лонжероне лопасти.

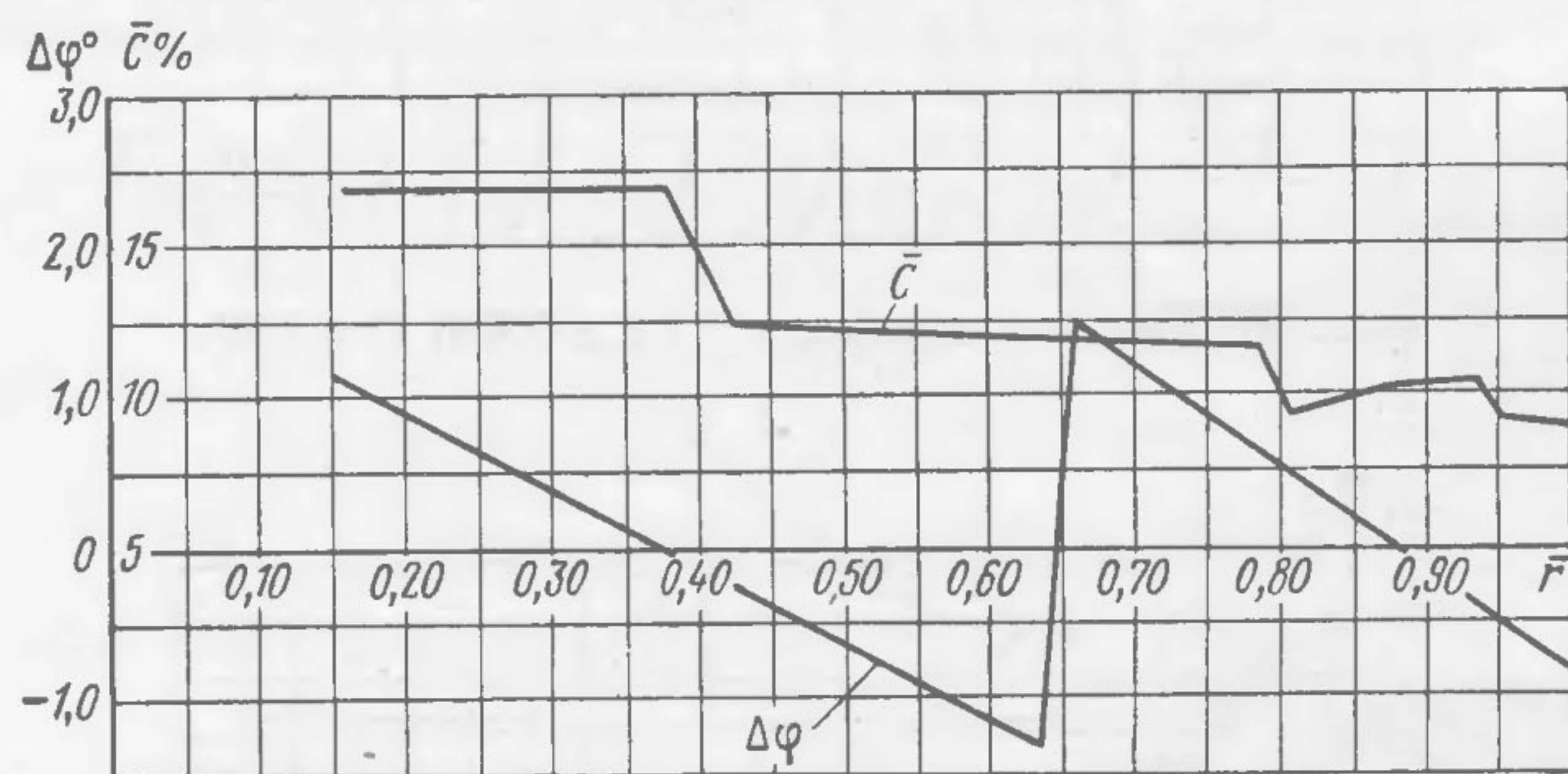
Эквивалентный угол установки  $\varphi_{\text{э}}$  определяется условием

$$\int_0^1 \Delta\varphi \bar{b} \bar{r}^2 d\bar{r} = 0.$$

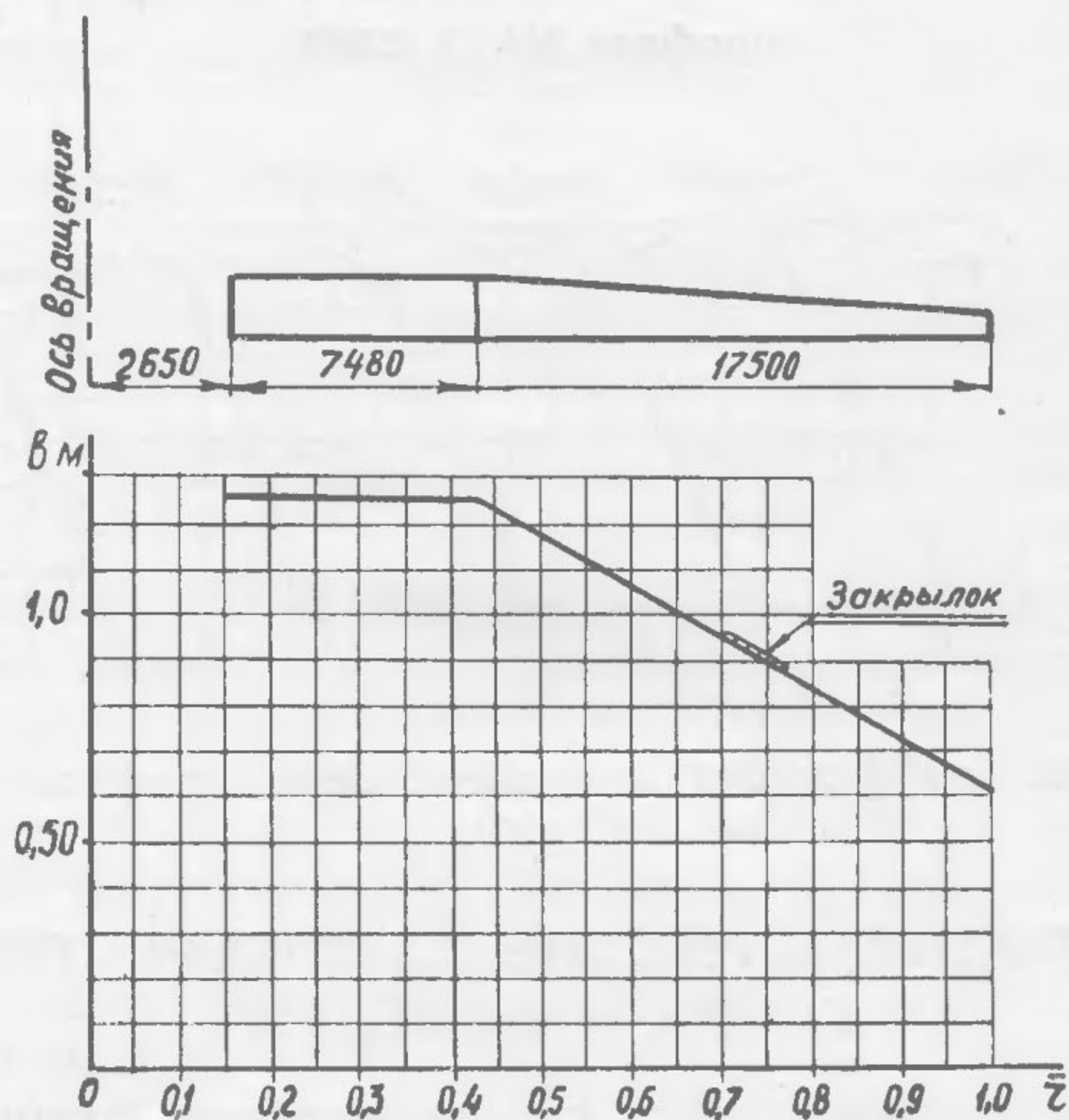
Для лопасти Ми-6 эквивалентный угол установки меньше угла установки в комлевом сечении на  $1,1^\circ$ , а в сечении  $\bar{r}=0,7$  — на  $1,25^\circ$ .

На фиг. 39 показаны форма лопасти в плане и расположение закрылка лопасти, представляющего собою пластину, выступающую за пределы задней кромки лопасти, с размахом  $l_{\text{закр}}=0,467$  м, хордой  $b_{\text{закр}}=0,075$  м и толщиной  $S_{\text{закр}}=0,8$  мм.

Профиль NASA-230M представляет собой модификацию профиля NASA-230, созданную путем отклонения вверх хвостовой части дужки с целью увеличения кривизны профиля для получения положительного значения  $c_{m_0}$ .



Фиг. 38. Геометрическая крутка и относительные толщины лопасти несущего винта.

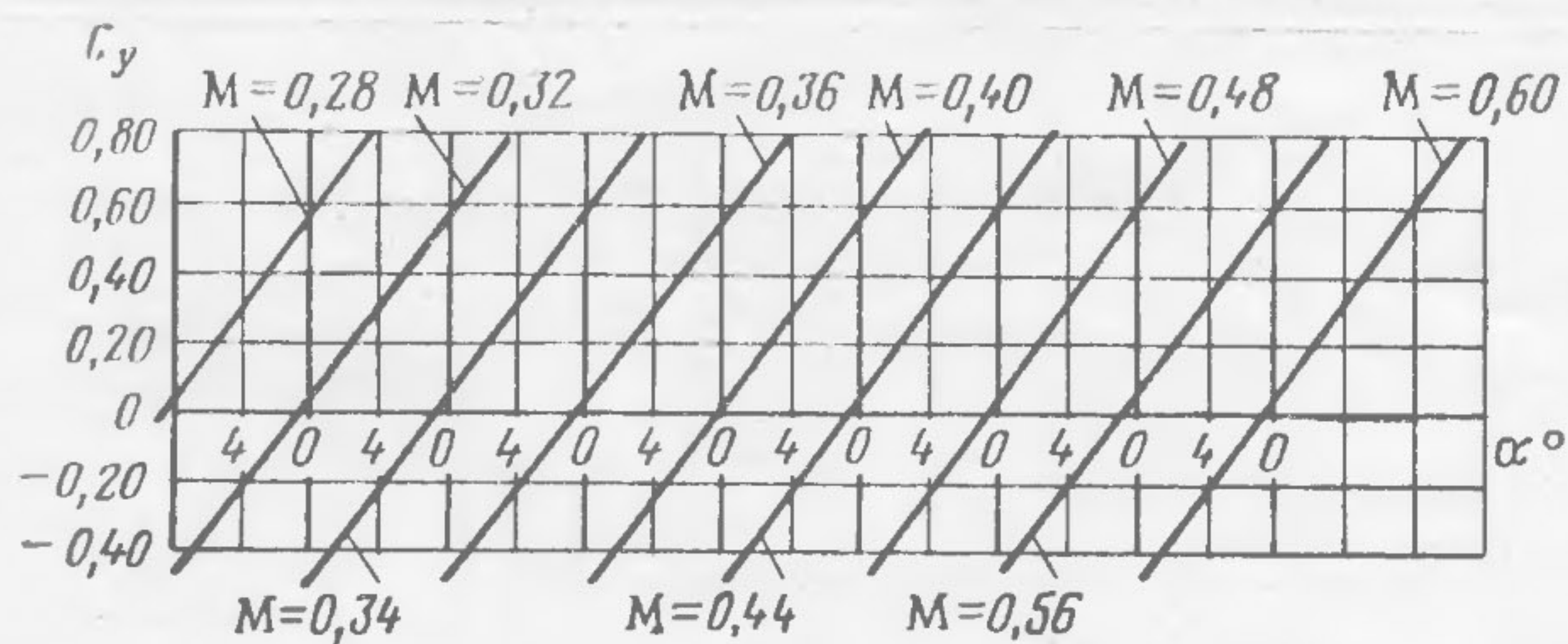


Фиг. 39. Форма лопасти в плане и расположение закрылка на лопасти.

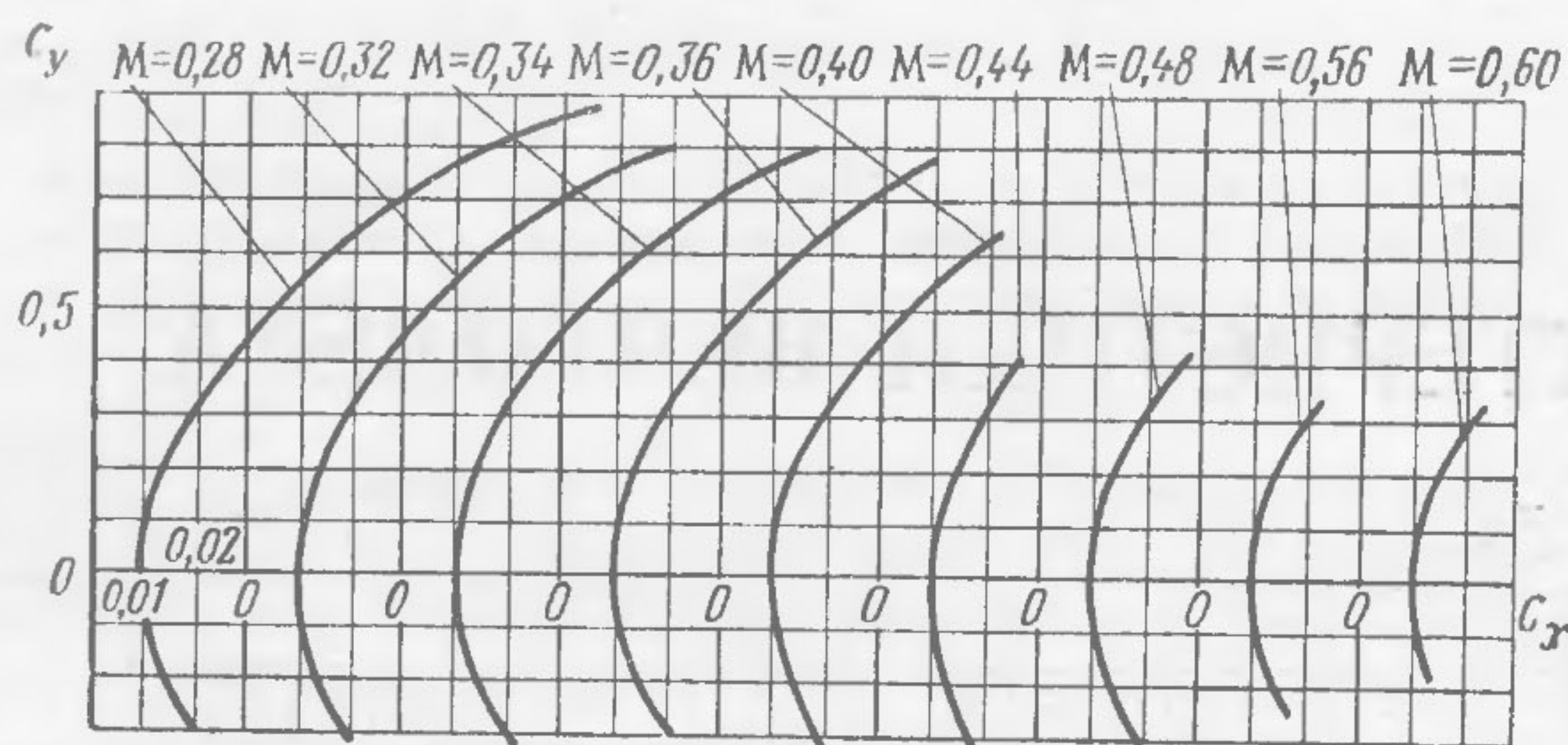
Аэродинамические характеристики профиля NASA-230M определялись в аэродинамической трубе ЦАГИ Т107 продувкой натурного отсека лопасти и показаны на фиг. 40, 41 и 42.

Аэродинамические характеристики профиля ЦАГИ П-57-9 взяты из продувок профиля в трубе ЦАГИ Т106М и показаны на фиг. 43, 44 и 45.

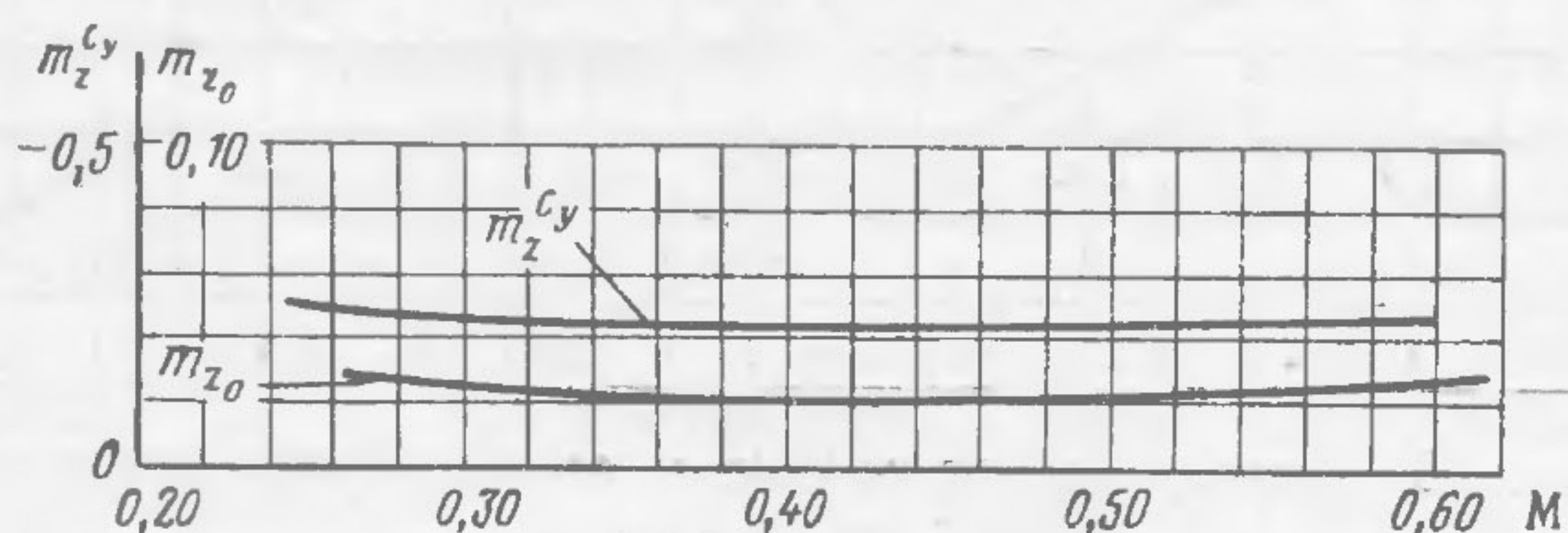




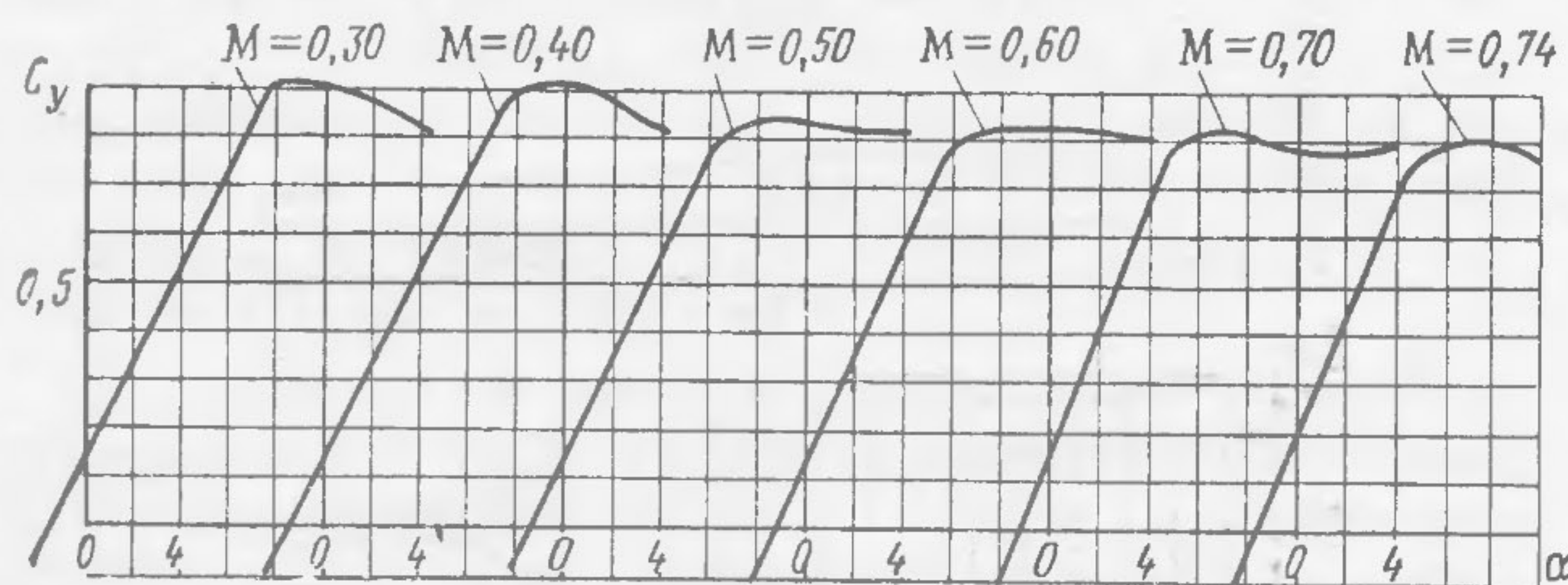
Фиг. 40. Коэффициент подъемной силы  $c_y$  профиля NASA-230M ( $\lambda=3,68$ ).



Фиг. 41. Поляра профиля NASA-230M ( $\lambda=3,68$ )



Фиг. 42. Моментные характеристики  $m_{z0}$  и  $m_z^{c_y}$  профиля NASA-230M.

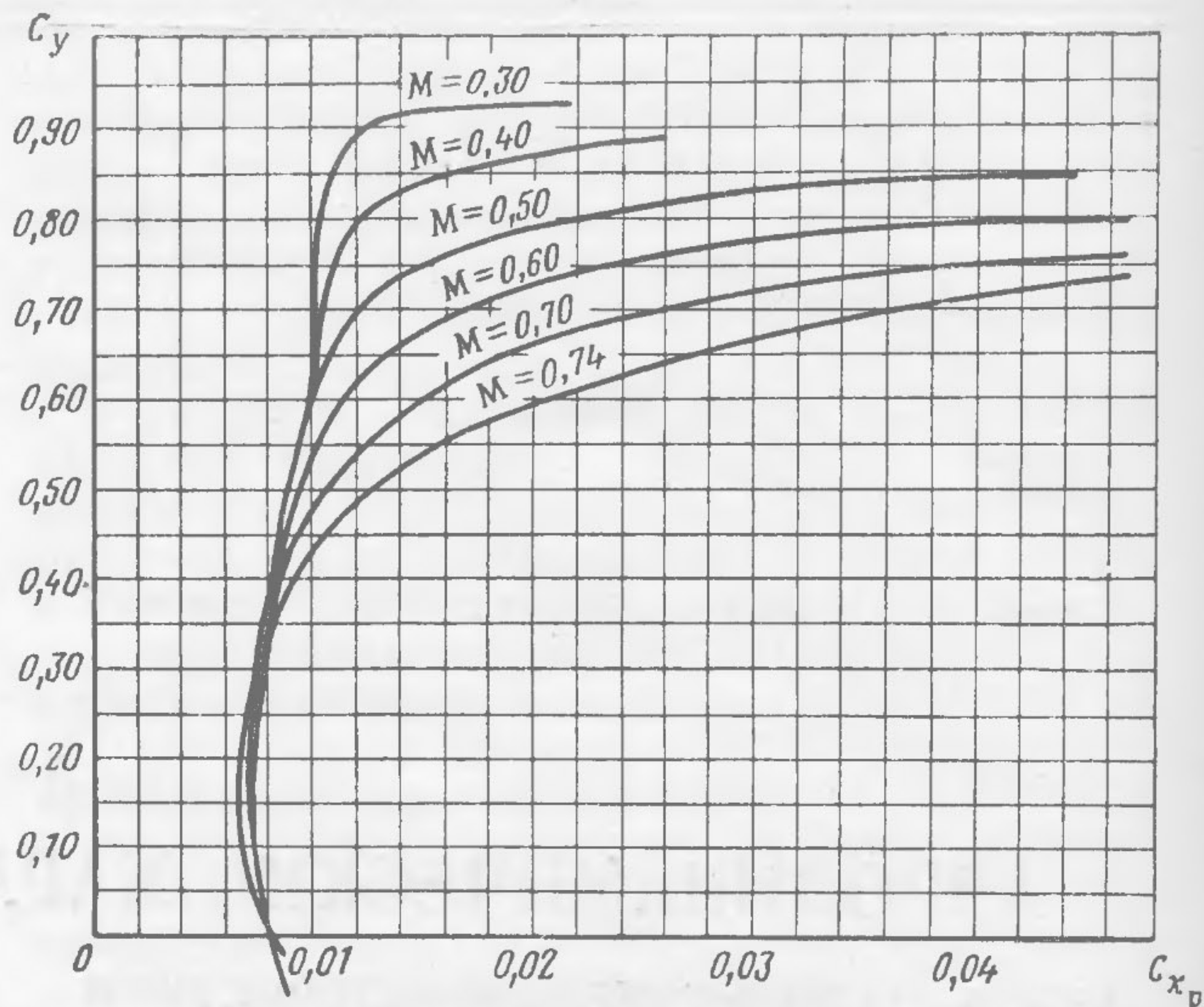


Фиг. 43. Коэффициент подъемной силы профиля П-57-9 ( $\lambda=\infty$ ).

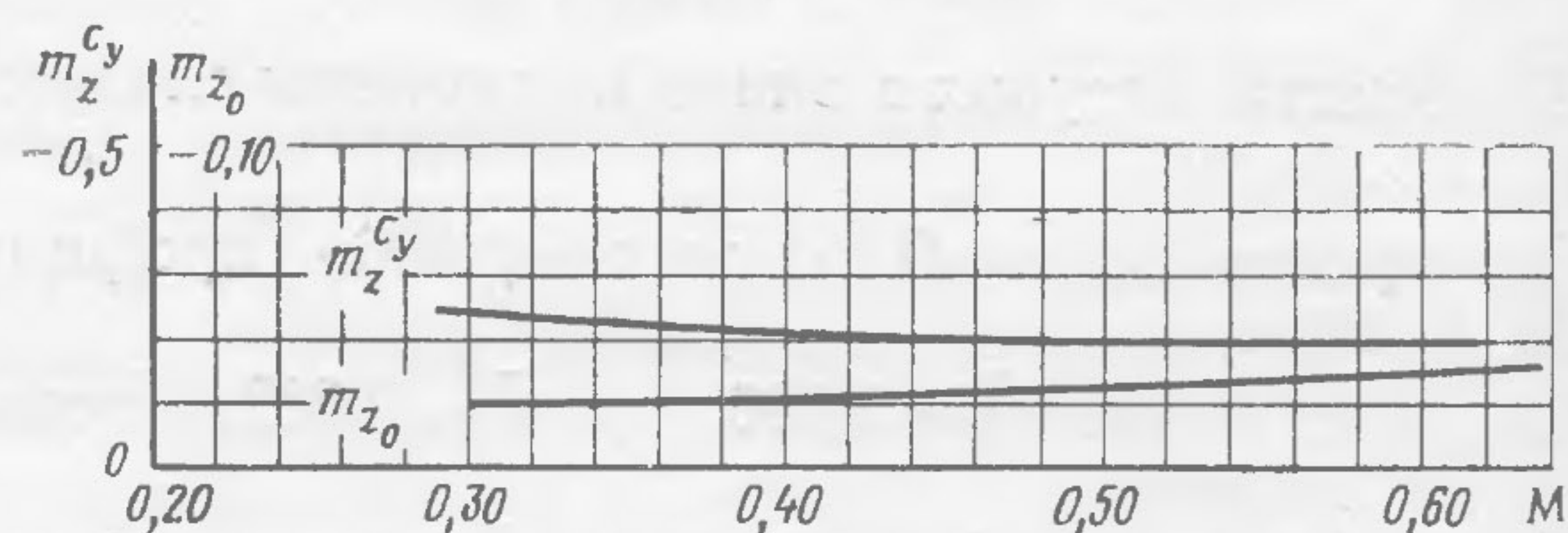
## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

Аэродинамические характеристики фюзеляжа с крылом и без крыла получены по испытаниям модели вертолета в аэродинамической трубе ЦАГИ Т102.

Углы атаки фюзеляжа и углы установки крыла и стабилизатора отсчитывались от строительной горизонтали фюзеляжа. Коэффициенты сил отнесены к скоростному напору и к площади крыла  $S=35 \text{ м}^2$  (с подфюзеляжной частью). Коэффициенты моментов отнесены к скоростному напору, площади крыла и к радиусу несущего винта  $R=17,5 \text{ м}$ .



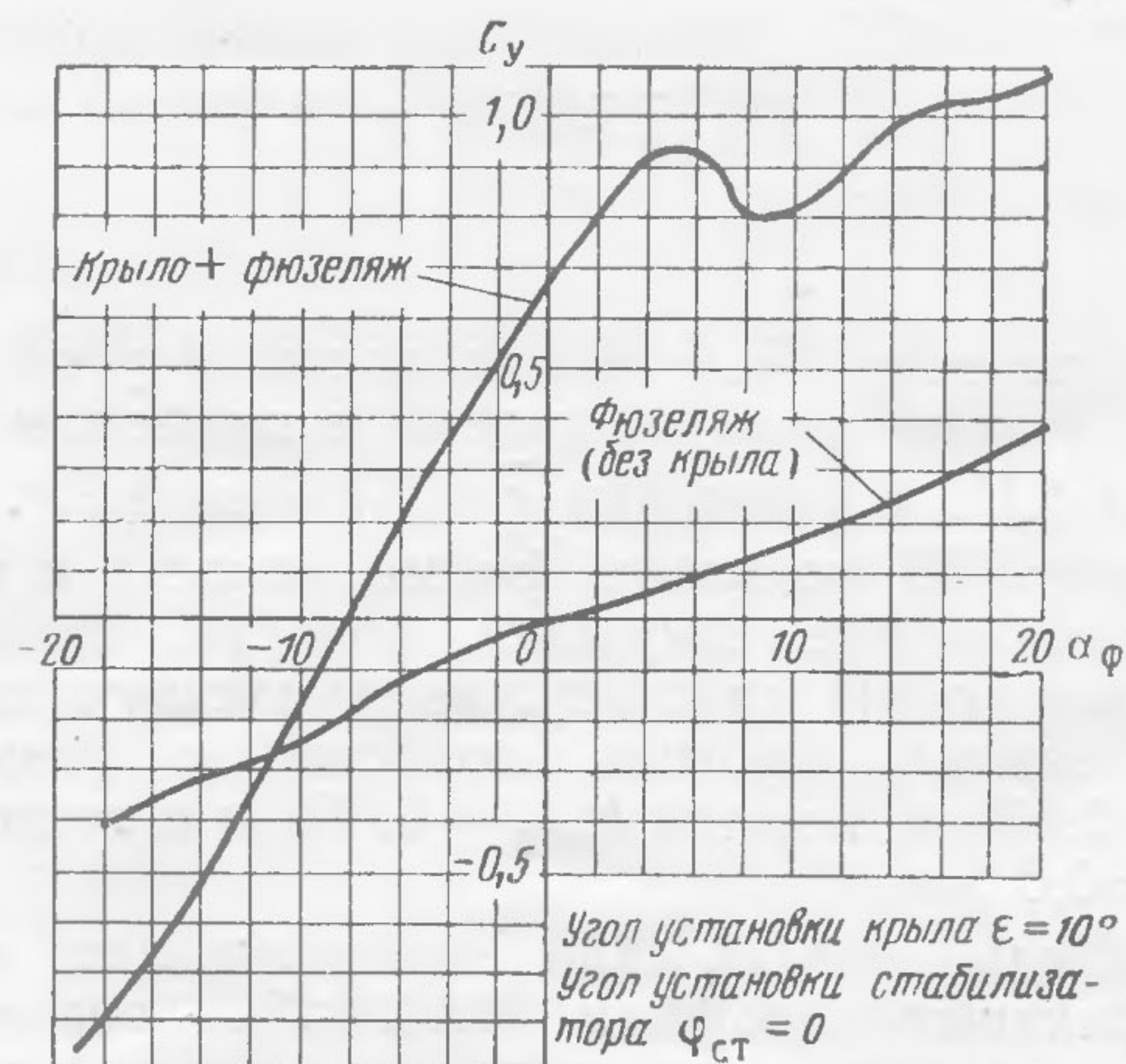
Фиг. 44. Поляра профиля П-57-9.



Фиг. 45. Моментные характеристики  $m_{z0}$  и  $m_z^{c_y}$  профиля П-57-9.

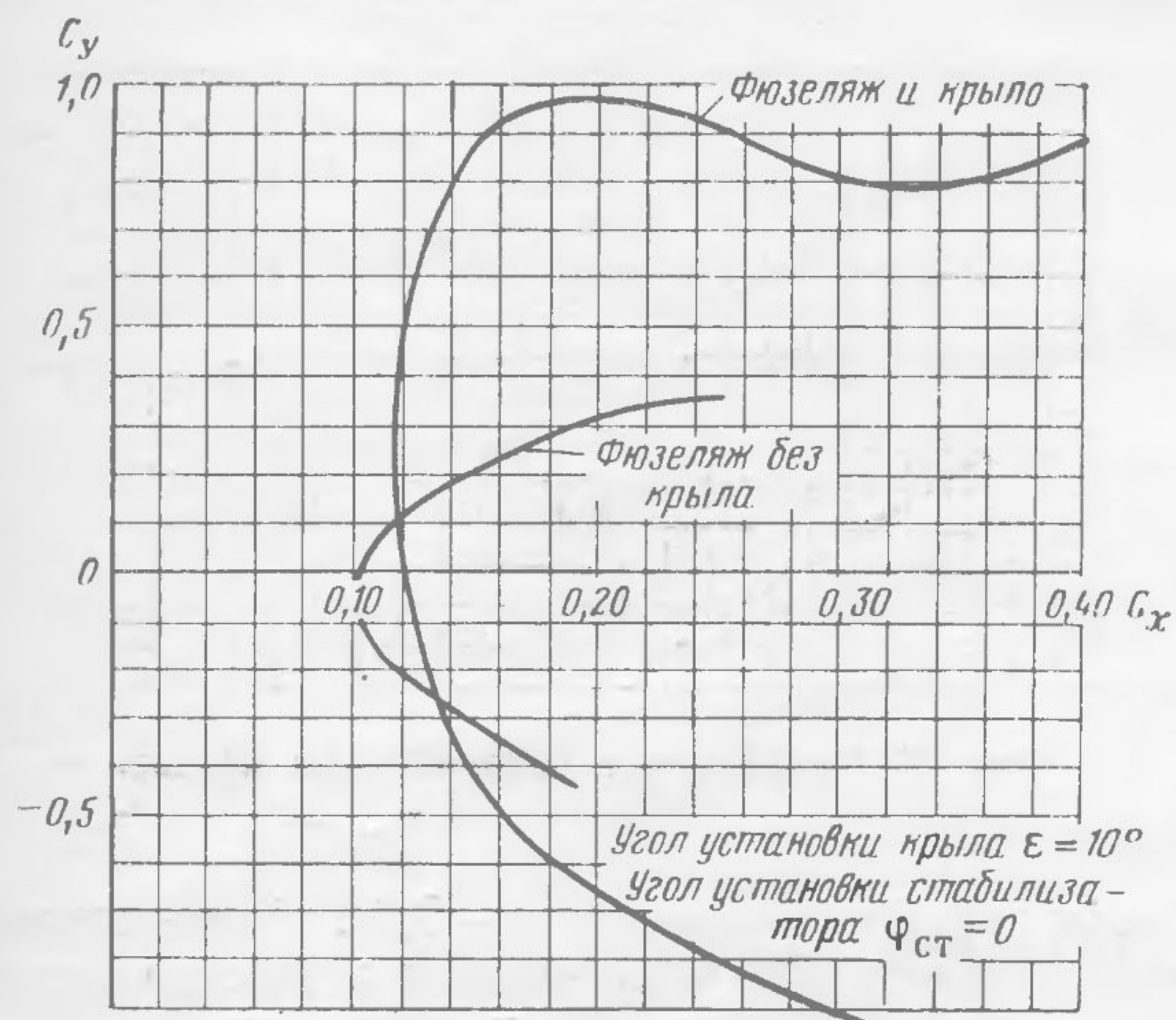
На графике фиг. 46 даны коэффициенты подъемной силы фюзеляжа с крылом и без крыла, а на графике фиг. 47 представлены поляры фюзеляжа с крылом и без крыла.

Поляра крыла, полученная как разность аэродинамических характеристик фюзеляжа с крылом и без крыла, показана на фиг. 48. На графике фиг. 49 даны коэффициенты подъемной силы крыла.

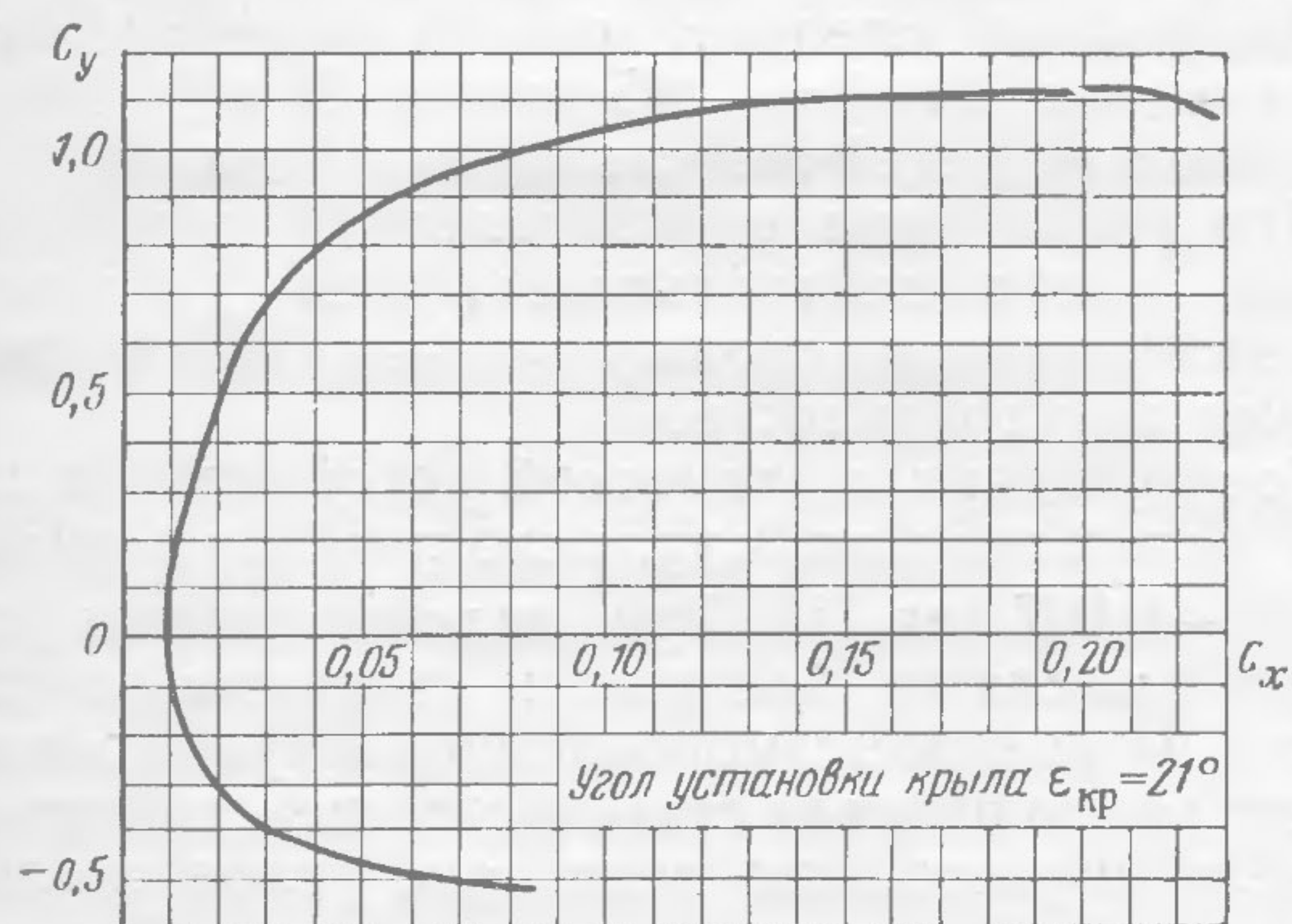


Фиг. 46. Коэффициент подъемной силы фюзеляжа с крылом и без крыла.

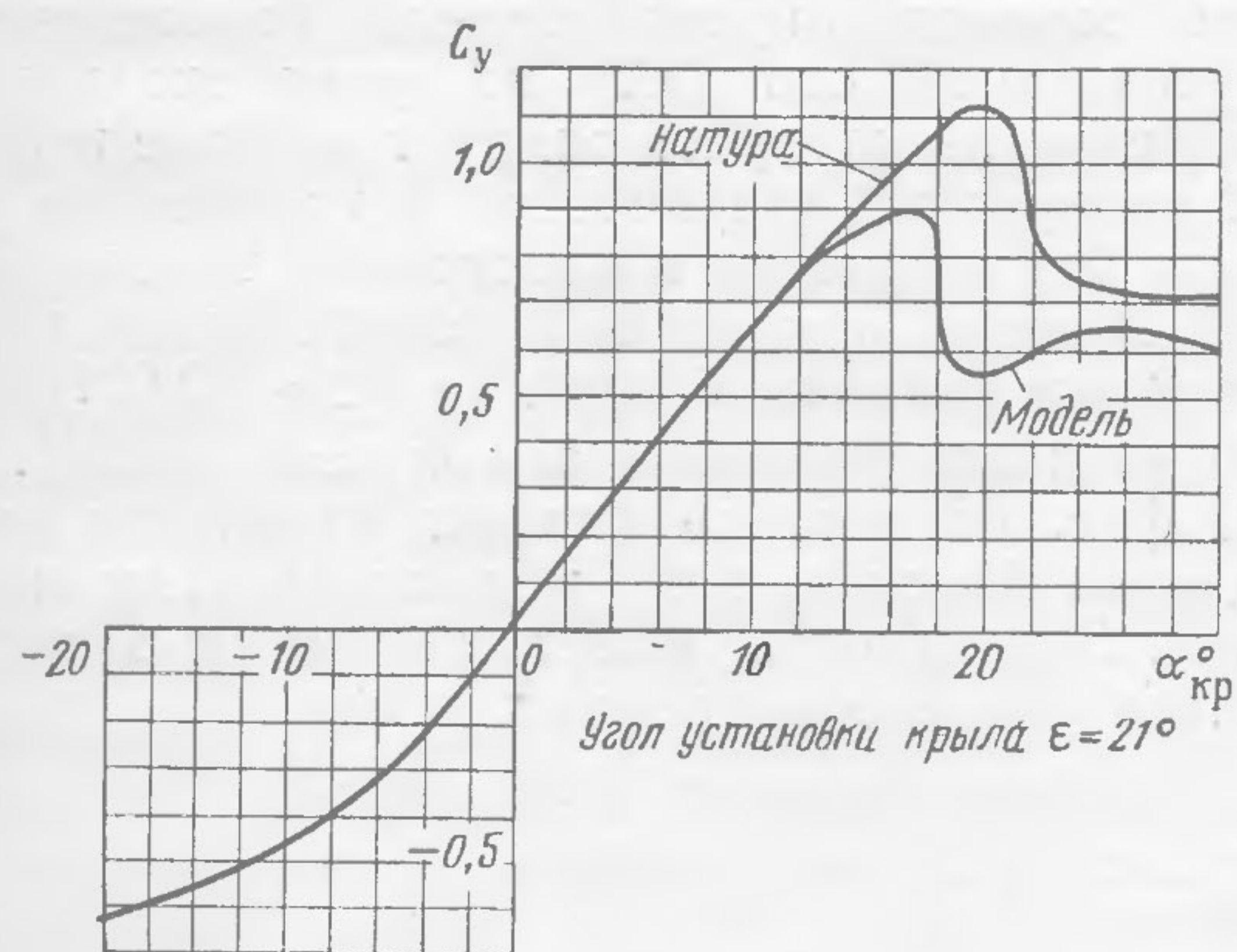




Фиг. 47. Поляра фюзеляжа с крылом и без крыла.



Фиг. 48. Расчетная поляра крыла.

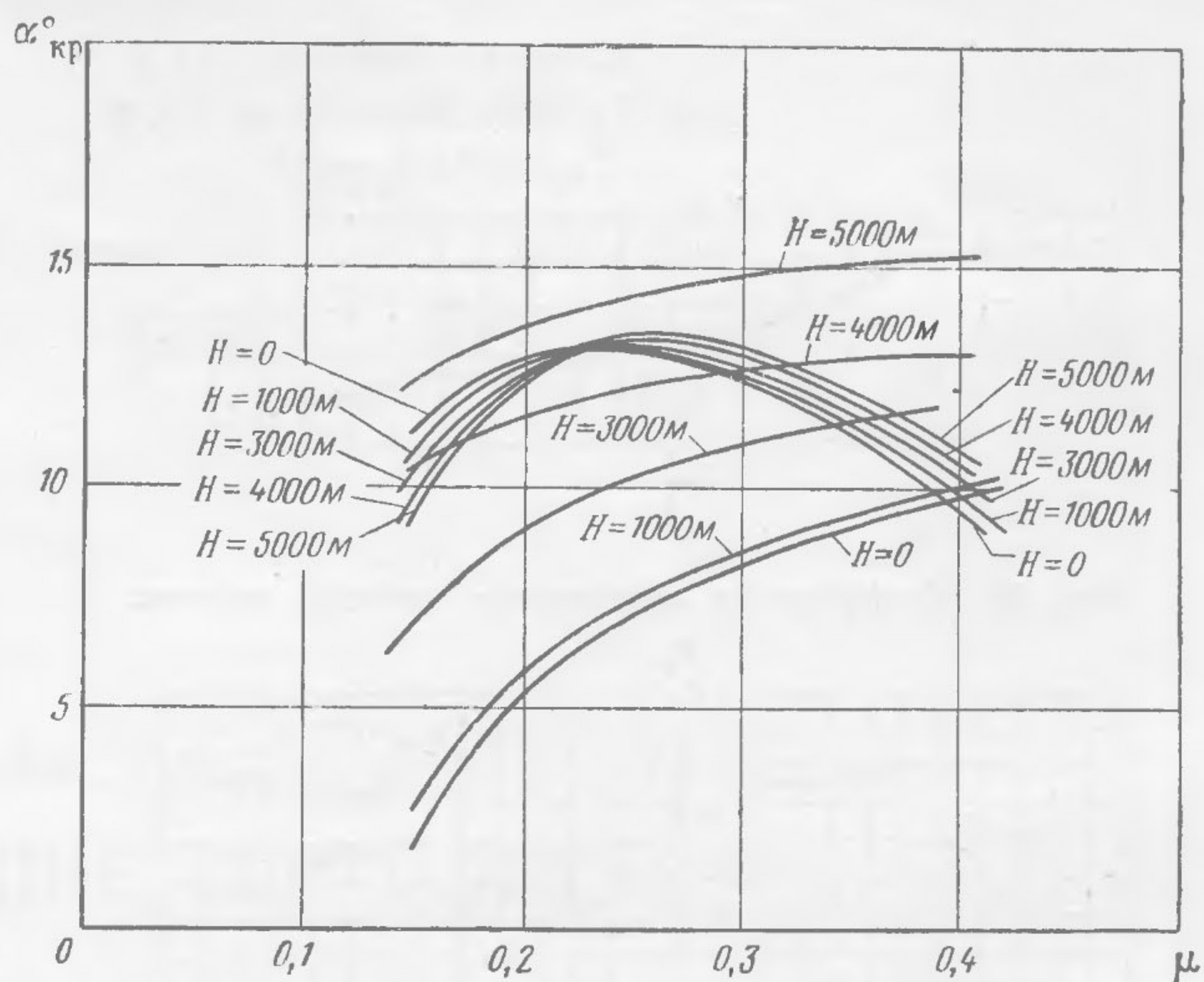


Фиг. 49. Коэффициент подъемной силы крыла.

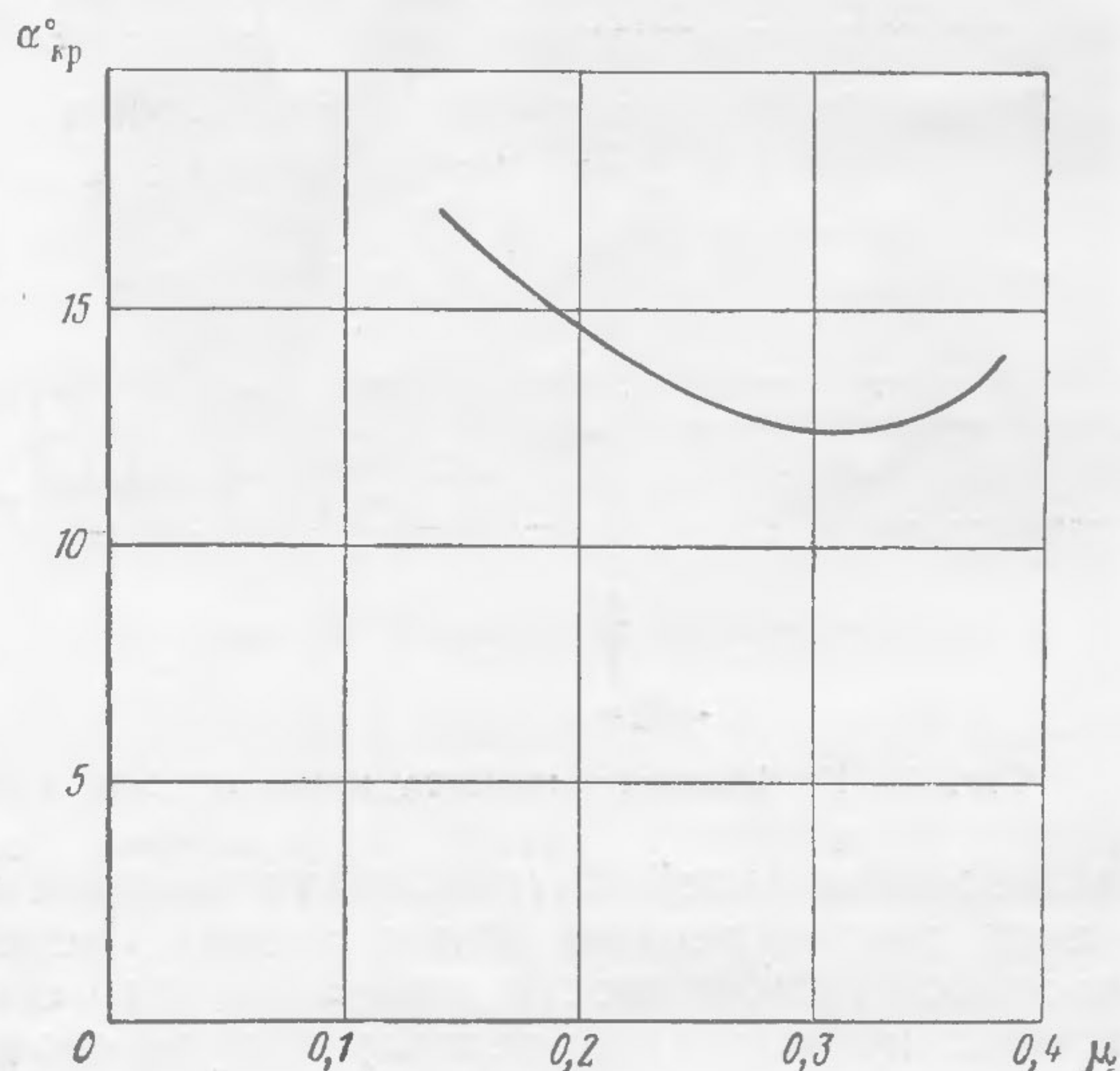
Геометрические характеристики крыла следующие:

хорда корневая  $b_{\text{корн}} = 2,667 \text{ м}$ ,  
хорда концевая  $b_{\text{конц}} = 1,62 \text{ м}$ ,  
сужение  $\eta = 1,65$ ,  
удлинение геометрическое  $\lambda = 6,69$ ,  
удлинение эффективное  $\lambda_{\text{эфф}} = 5,29$ ,  
профиль крыла П-35-12%.

Характеристики крыла приближенно приведены к натуре: из-за большой разницы в числах  $Re$   $C_{y_{\text{мах}}}$  крыла увеличен на  $\sim 0,2$ , а  $\alpha_{\text{кр}}$  на  $\sim 3^\circ$ ;  $C_x$  крыла не поправлялся.



Фиг. 50. Углы атаки крыла на режимах горизонтального полета и набора высоты.



Фиг. 51. Углы атаки крыла на режиме самовращения несущего винта.

В дальнейшем условия работы крыла на вертолете приводятся по расчетным данным.

На фиг. 50 показаны истинные углы атаки крыла на режимах горизонтального полета и набора высоты при угле установки крыла  $\epsilon_{\text{кр}} = 20^\circ$  (относительно плоскости несущего винта).

На фиг. 51 даны углы атаки крыла при планировании на режиме самовращения несущего винта при  $\epsilon_{\text{кр}} = 10^\circ$ .

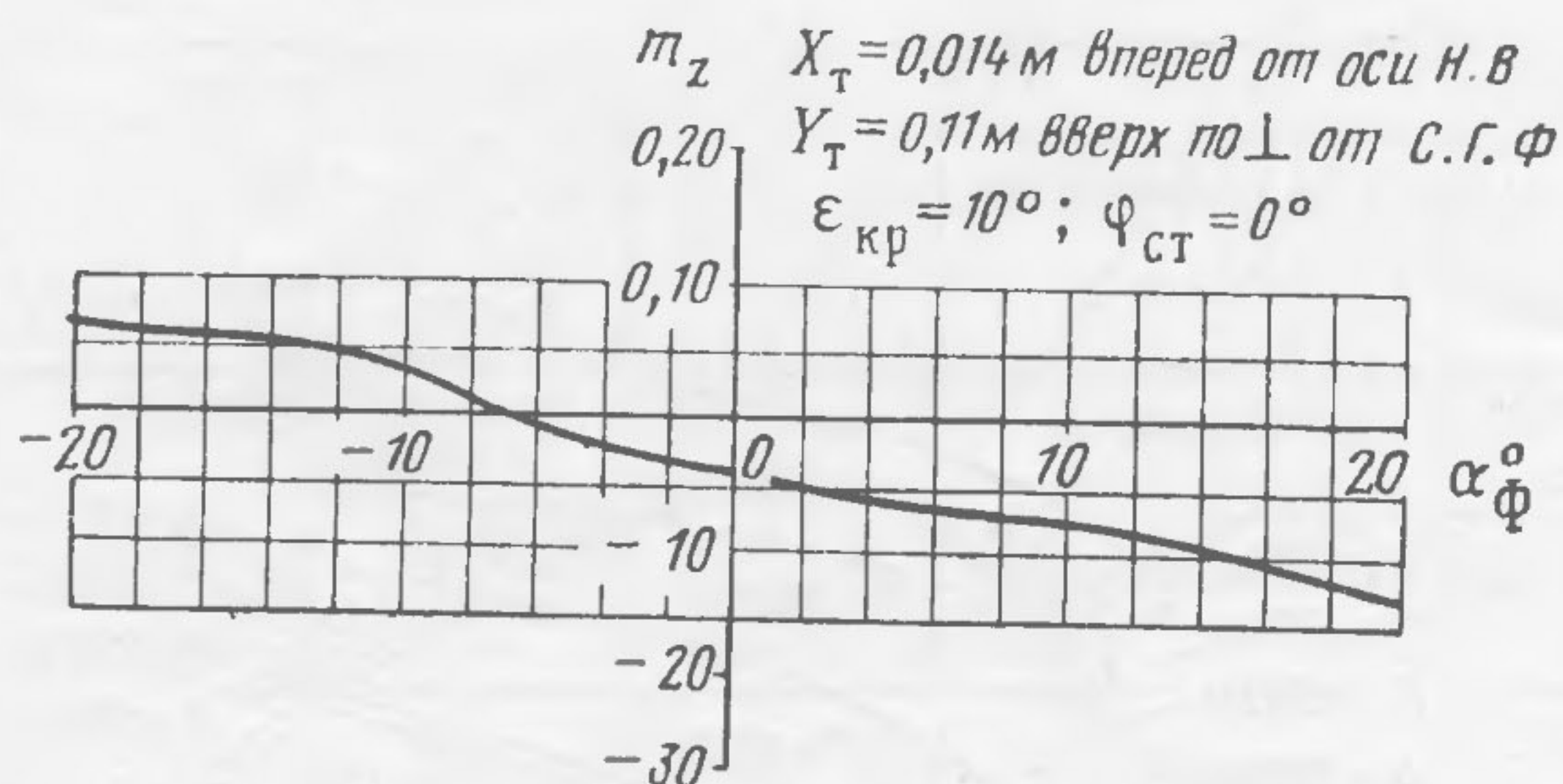
Расчеты показывают, что на высоте  $H = 1000 \text{ м}$  при горизонтальном полете подъемная сила крыла в % от полного полетного веса составляет:

на  $V = 200 \text{ км/час}$  — 14%,  
на  $V = 250 \text{ км/час}$  — 19%.

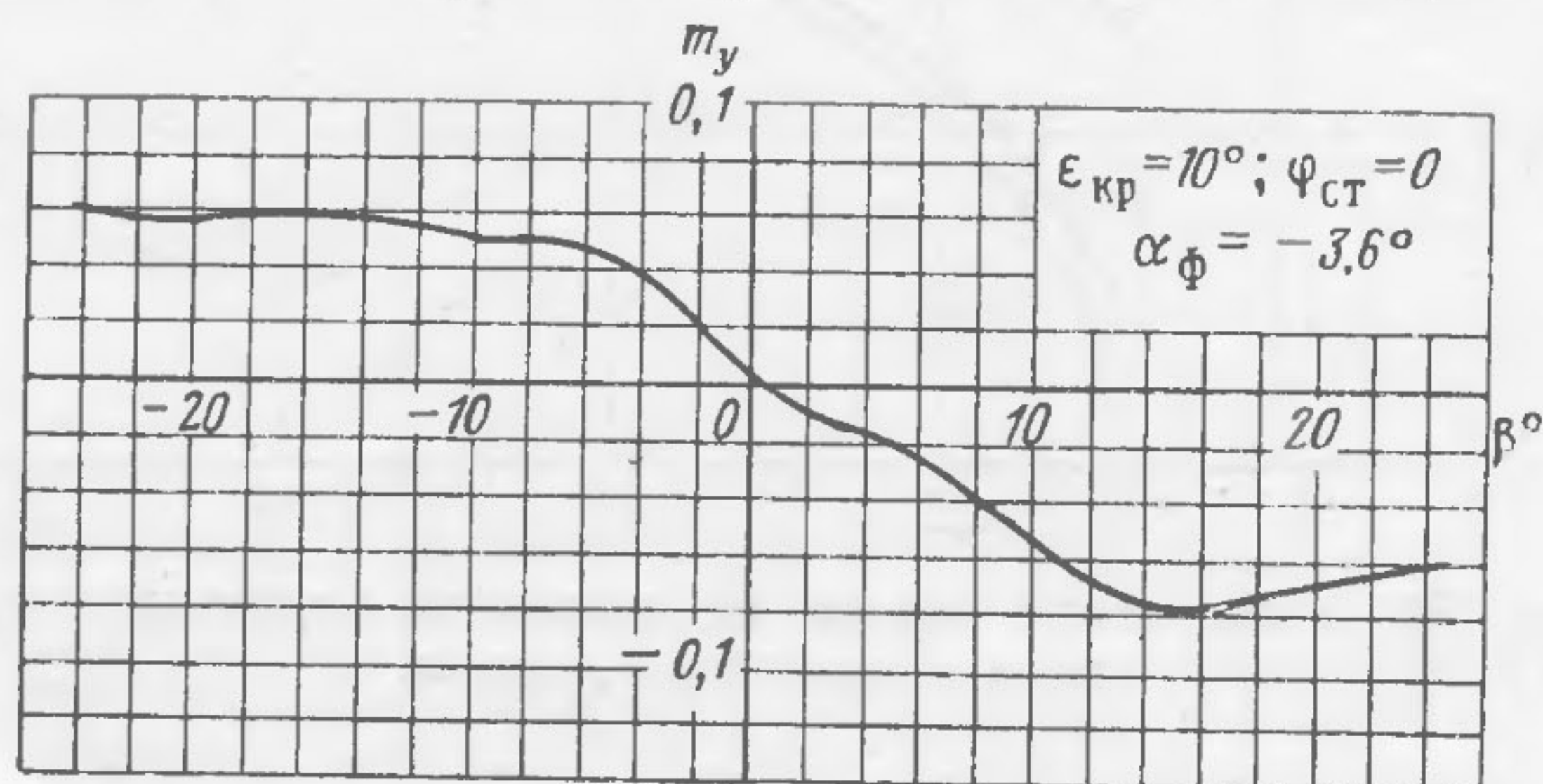
На фиг. 52, 53, 54 и 55 показаны характеристики устойчивости модели вертолета без несущего и хвостового винтов.

Зависимость коэффициента продольного момента модели от угла атаки фюзеляжа показана на фиг. 52. Из графика следует, что модель

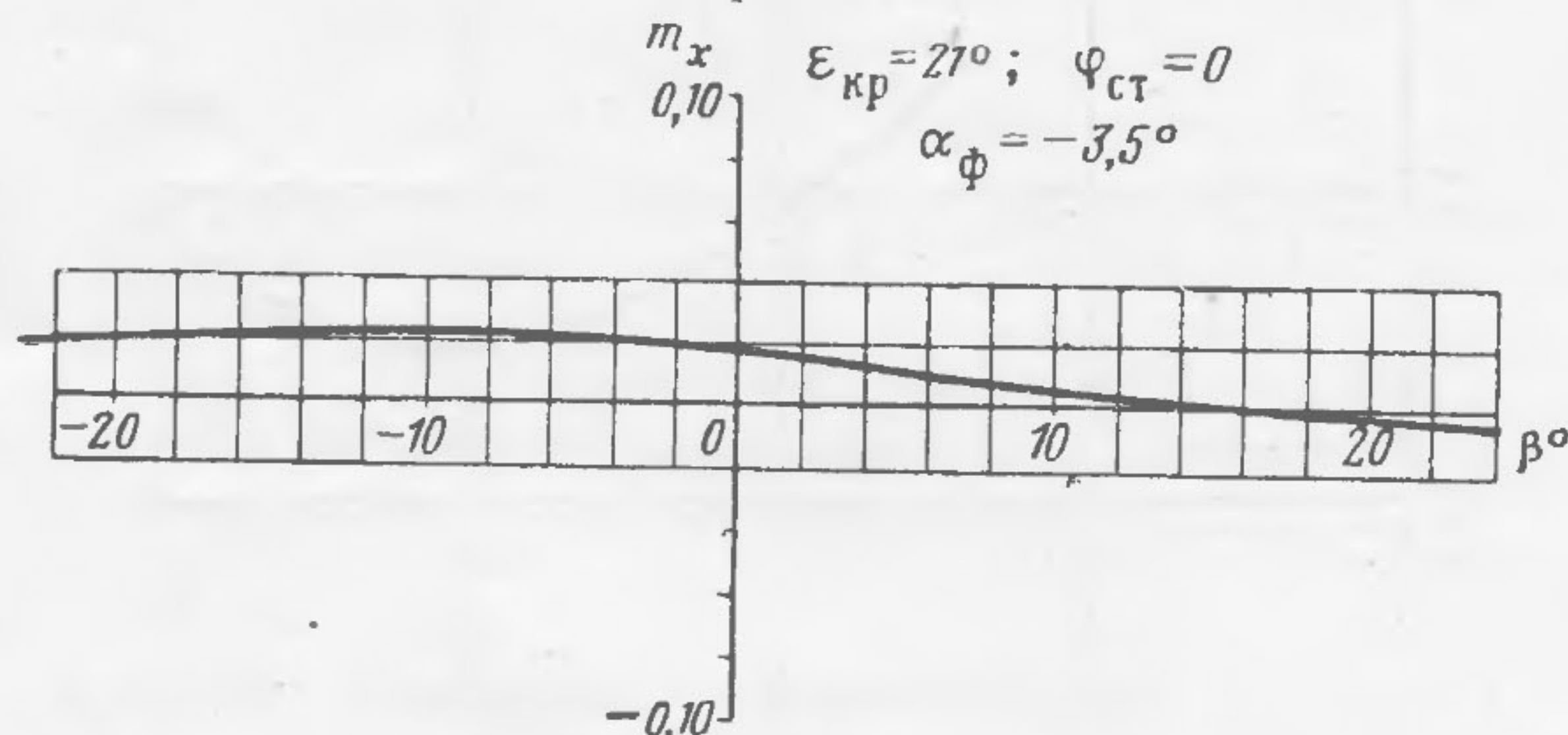




Фиг. 52. Коэффициент продольного момента модели.



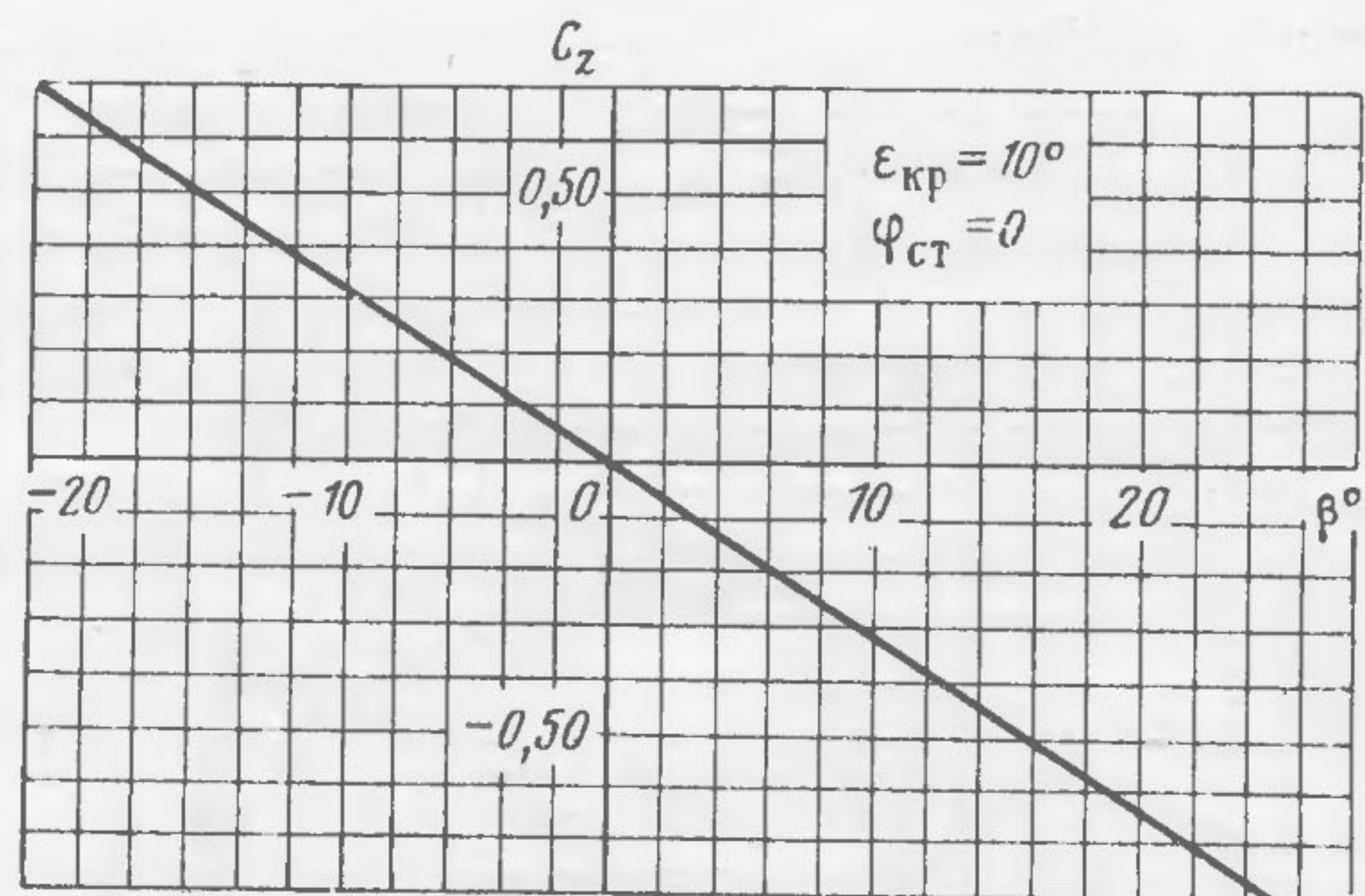
Фиг. 53. Коэффициент момента рысканья модели вертолета.



Фиг. 54. Коэффициент момента крена модели.

обладает продольной статической устойчивостью на всех рассмотренных углах атаки. Степень продольной устойчивости при  $\alpha = 0$  (что соответствует крейсерскому режиму полета) составляет  $m_z^\alpha = -0,006$  (на  $1^\circ$ ). При больших отрицательных значениях угла атаки статическая устойчивость уменьшается.

На фиг. 53 приведен график зависимости коэффициента момента рысканья (относительно полусвязанной оси  $OY$ ) от угла скольжения при



Фиг. 55. Коэффициент боковой силы модели.

угле атаки фюзеляжа  $\alpha_\phi = -3,6^\circ$ . Относительно связанной оси  $OY$  величина и характер протекания коэффициента  $m_y$  практически не изменяются.

Из графика следует, что в диапазоне углов скольжения от  $\beta = -15$  до  $+15^\circ$  имеет место статическая устойчивость пути модели.

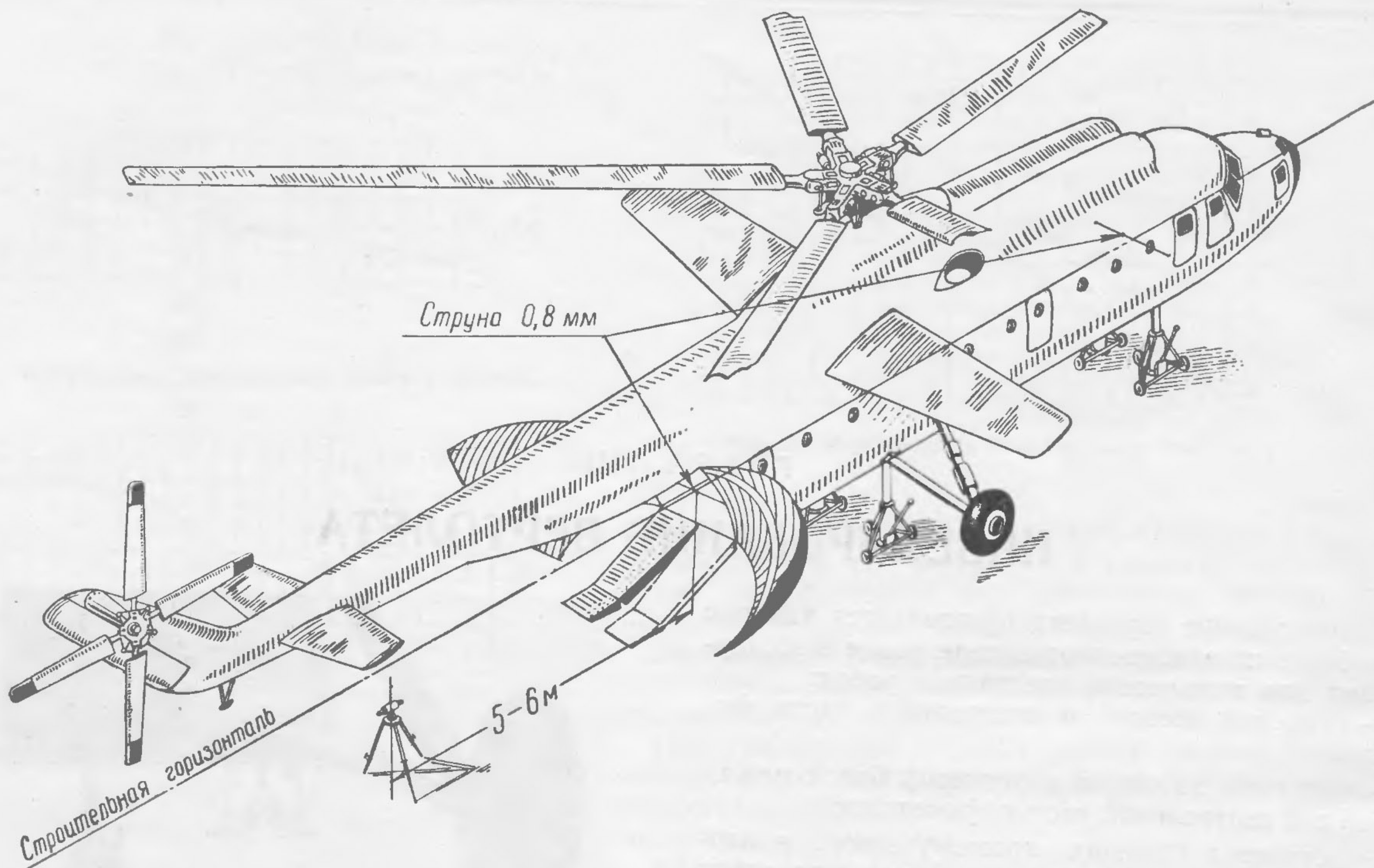
При увеличении отрицательного скольжения имеет место нейтральность, при увеличении положительного скольжения — путевая статическая неустойчивость.

Коэффициент статической устойчивости пути при малых значениях угла скольжения равняется  $m_y^\beta = -0,007$  (на  $1^\circ$ ). При положительных углах атаки фюзеляжа, близких к условиям планирования на режиме самовращения несущего винта, имеет место путевая статическая неустойчивость модели в указанном диапазоне углов скольжения.

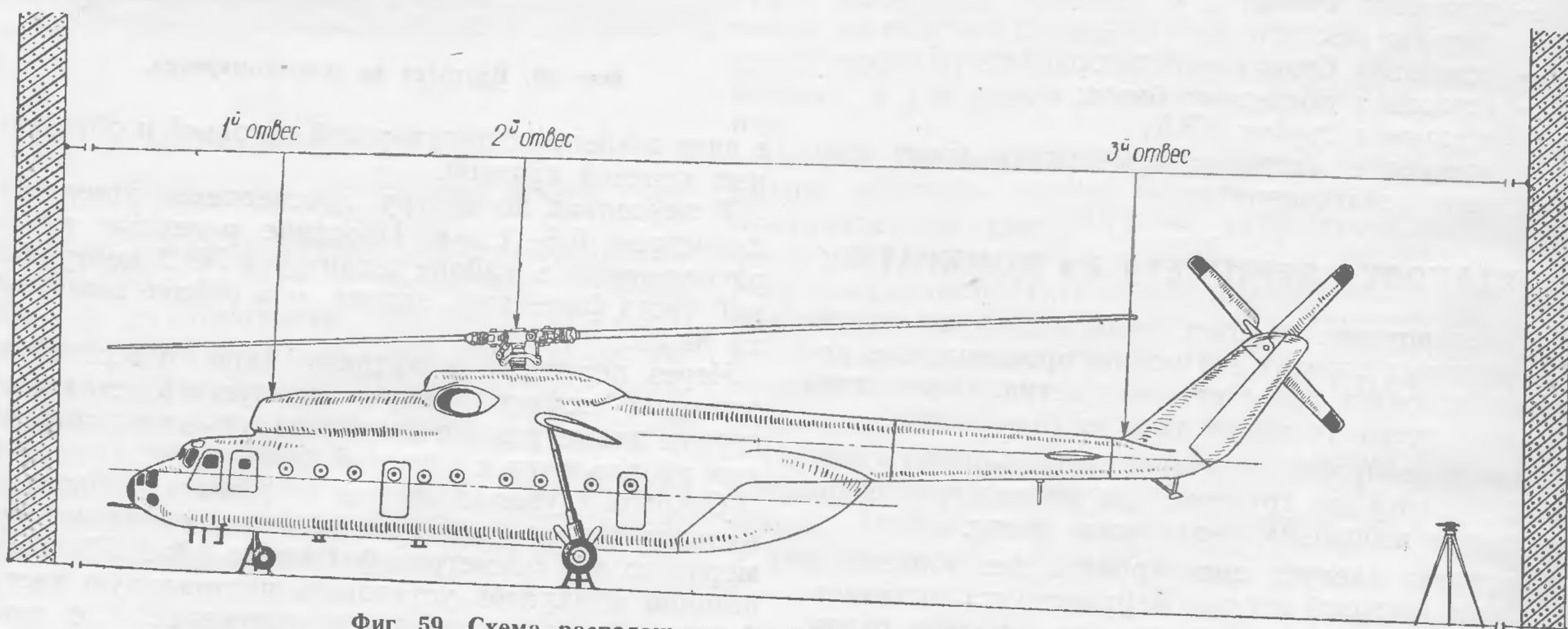
На фиг. 54 дан график изменения коэффициентов момента крена модели (относительно полусвязанной оси  $OX$ ) по углу скольжения фюзеляжа, из которого следует наличие небольшой поперечной статической устойчивости вертолета без несущего и хвостового винтов. При  $\beta = 0$  степень поперечной устойчивости характеризуется величиной порядка  $m_x^\beta = -0,001$  (на  $1^\circ$ ) относительно связанной оси  $m_x \approx 0$ .

На фиг. 55 показан график изменения коэффициента боковой силы модели по углу скольжения. Зависимость имеет линейный характер в диапазоне рассмотренных углов.





Фиг. 57. Расположение вертолета и нивелира при нивелировании.

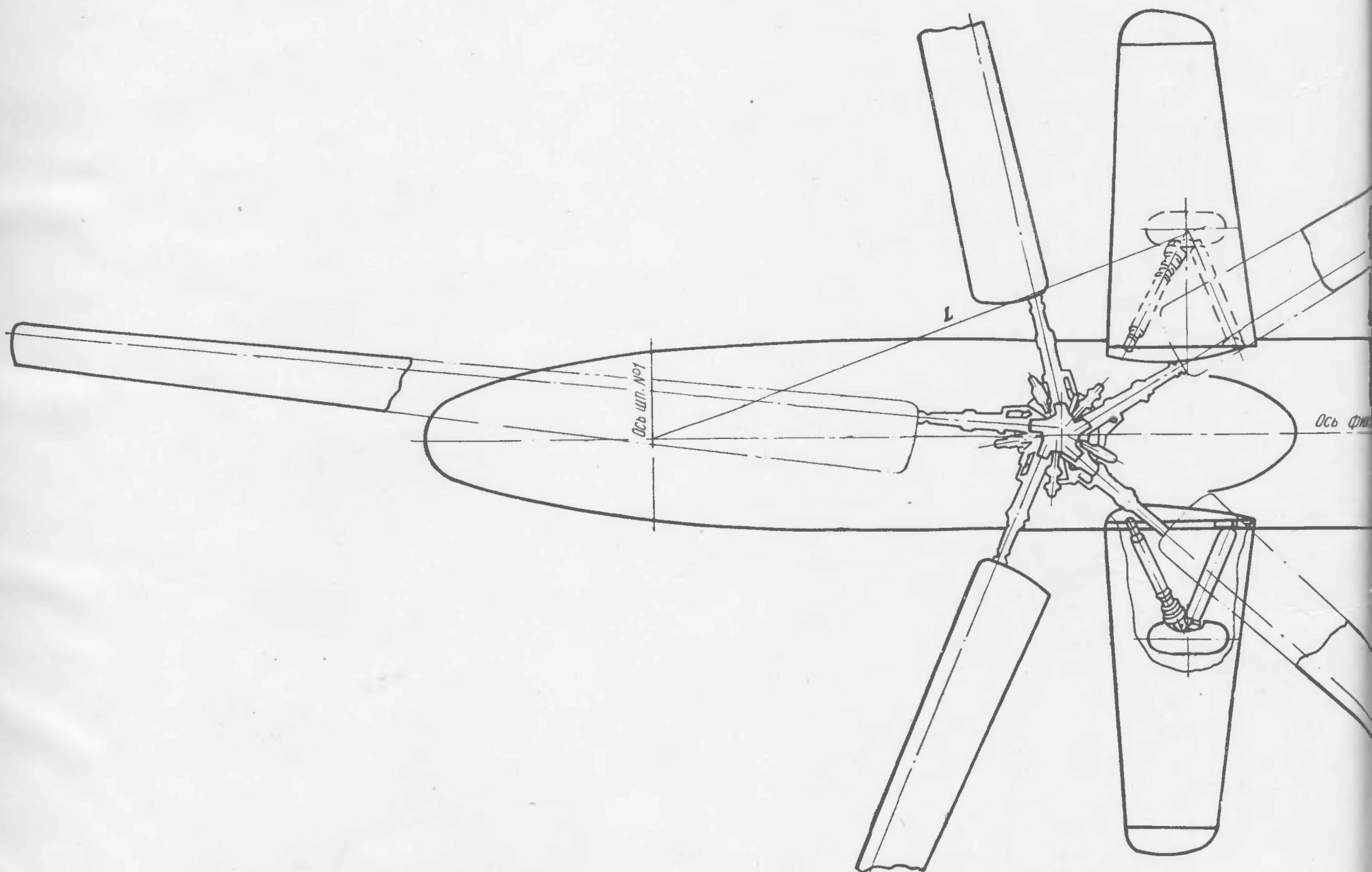
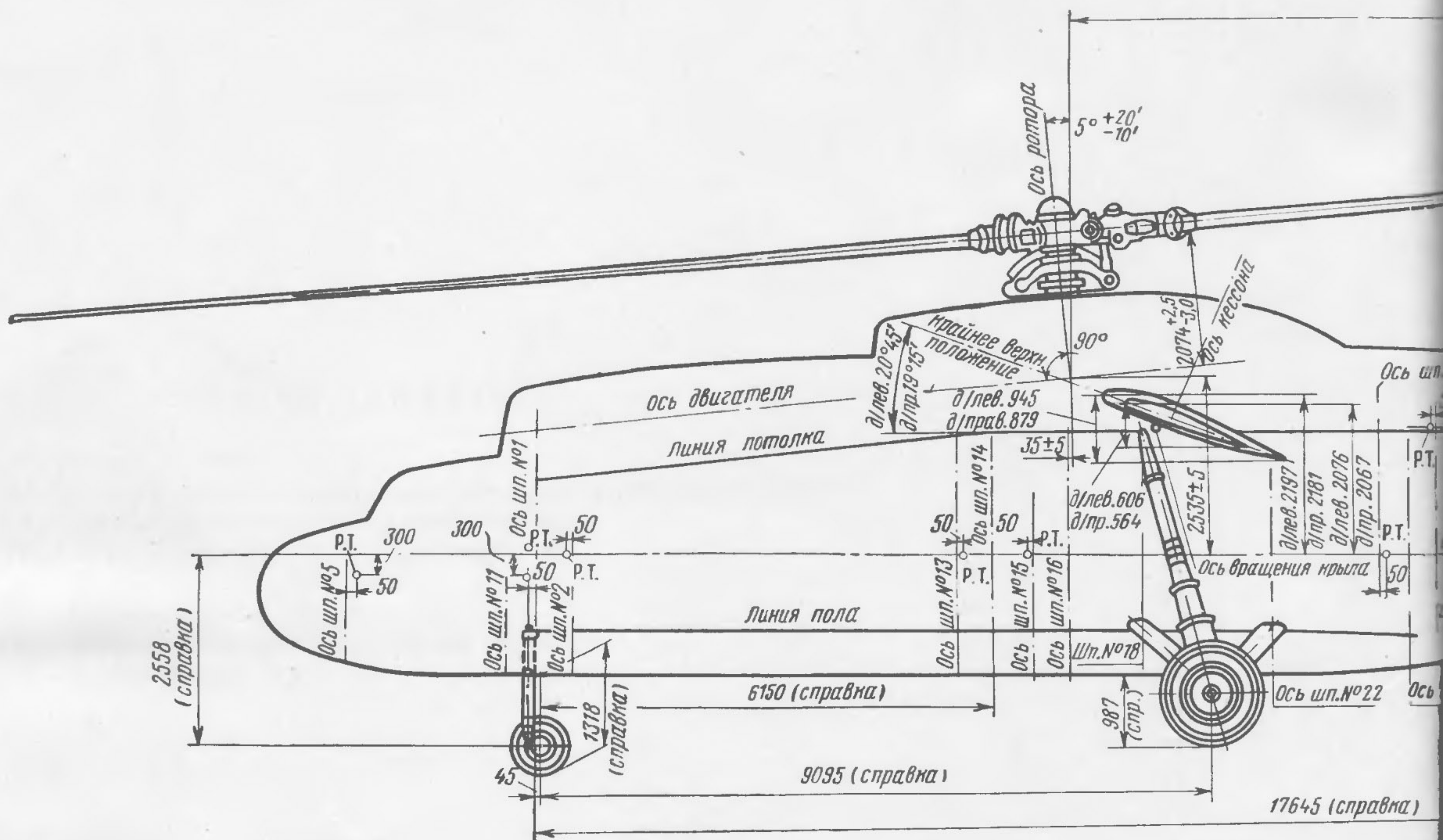


Фиг. 59. Схема расположения отвесов при нивелировании вертолета.

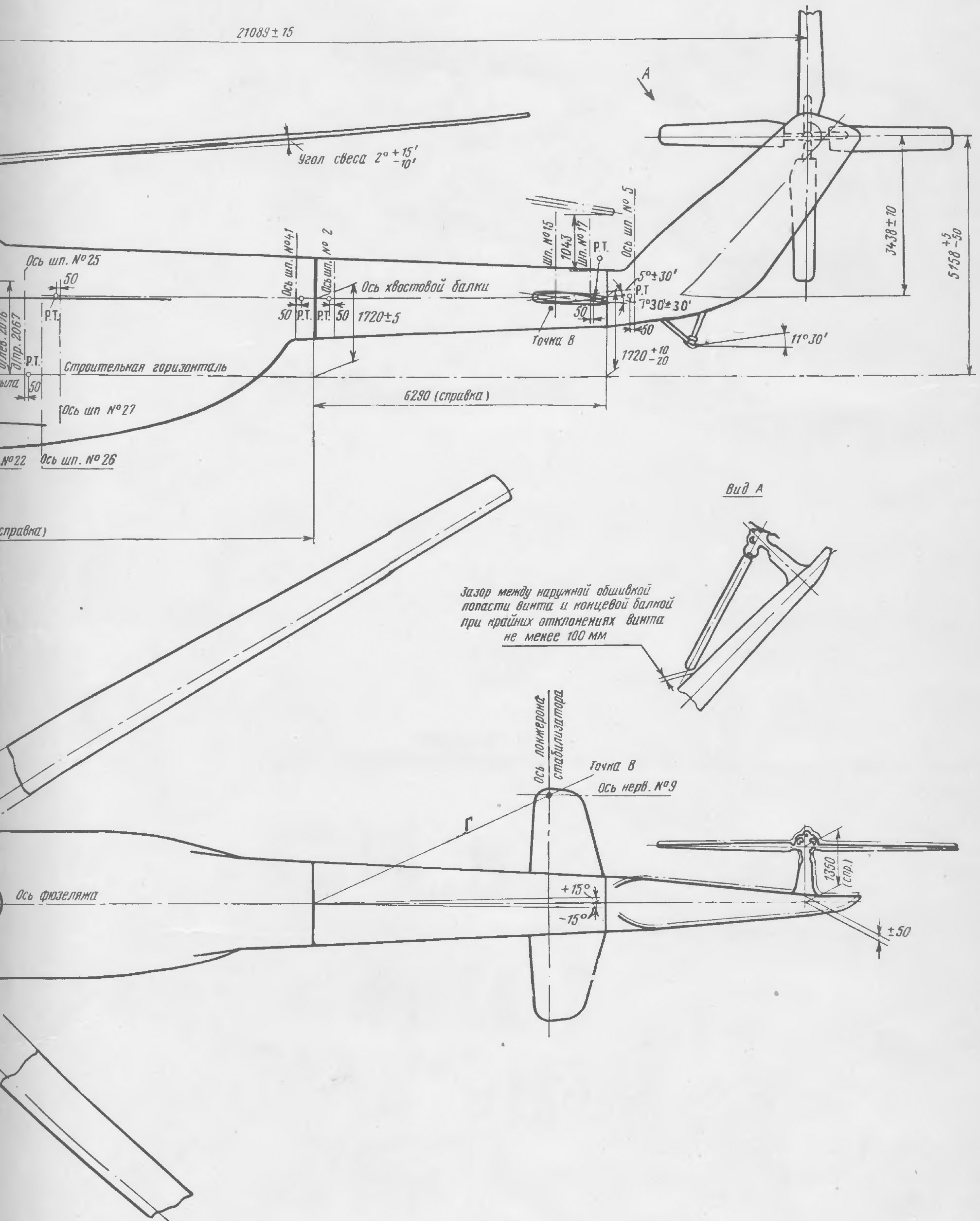
образом, чтобы три отвеса, опущенные со струны, лежали бы в одной вертикальной плоскости и чтобы первый отвес был опущен на реперную точку на верхней обшивке носовой части фюзеляжа, второй отвес — на ось главного редуктора и третий

отвес — на ось симметрии хвостовой балки у шпангоута № 18 (фиг. 59). С указанной струны опускаются дополнительные отвесы на тех участках, где необходимо произвести замеры в вертикальной плоскости.



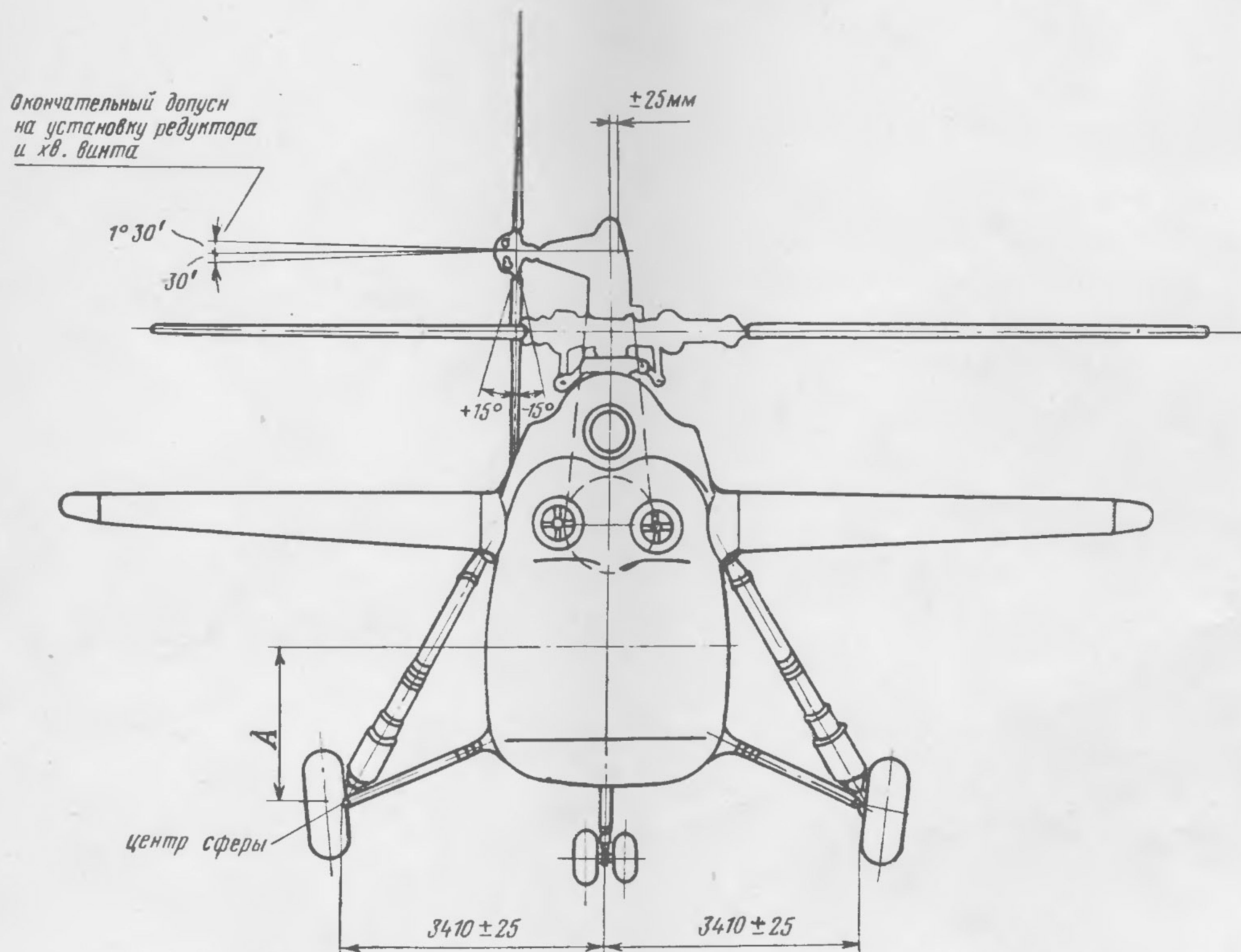
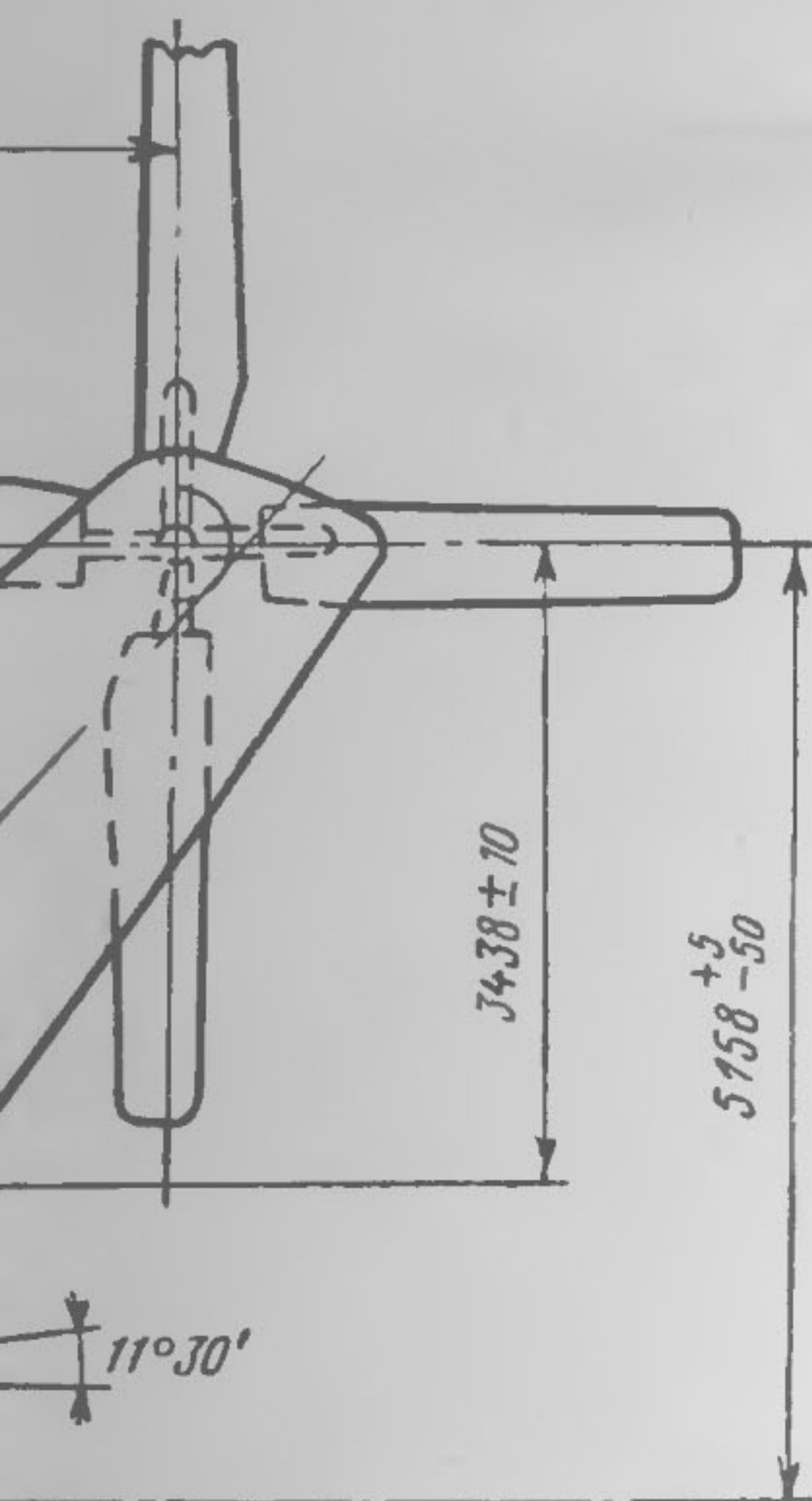






Фиг. 58. Нивелировочная схема.







## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Глава I — Общие сведения . . . . .	3
Глава II — Геометрические, регулировочные и кинематические данные вертолета . .	8
Глава III — Весовые и центровочные данные вертолета . . . . .	9
Глава IV — Краткое описание конструкции вертолета . . . . .	11
Глава V — Летные данные вертолета . . . . .	21
Глава VI — Балансировка и управляемость . . . . .	24
Глава VII — Аэродинамические характеристики вертолета . . . . .	33
Глава VIII — Нивелирование вертолета . . . . .	37

---