

§ I. Краткие теоретические сведения, необходимые для сравнения маневренных возможностей истребителей

I. I. Критерии сравнения маневренных возможностей и их тактическая значимость

Маневренные свойства самолета полностью описываются перегрузками $n_{ур}$, $n_{упр}$ и $n_{хр}$. Именно они определяют параметры любых боевых маневров: радиус, угловую скорость, время выполнения маневра, ускорения разгонов и торможений, величины скороподъемности и энергетической скороподъемности.

Эта связь видна из следующих аналитических выражений, например, для выража:

$$r = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}; \omega = \frac{V}{r} = \frac{g \sqrt{n_y^2 - 1}}{V}; t = \frac{\Delta \varphi}{\omega} = \frac{\Delta \varphi \cdot V}{g \sqrt{n_y^2 - 1}};$$

$$j_{разг} = g n_x; V_y^* = V n_x; \quad \text{где } V_y^* \text{ — энергетическая скороподъемность,}$$

$n_{ур}$ — располагаемая нормальная перегрузка, характеризует максимальную "поворотливость" самолета или способность к быстрой выполнения любых энергичных маневров. Она имеет аэродинамические ограничения (по допустимому углу атаки, по прочности самолета), физиологические ограничения (по возможности летчика вести прицеливание и эффективный огонь при маневрировании). Ее энергетические ограничения связаны с тем, что при большой перегрузке лобовое сопротивление может превысить располагаемую тягу. В этом случае даже при максимальном форсаже самолет будет терять энергию, накопленную к моменту завязки боя, и если маневрирование в ходе боя будет длительным, то наступит опасная потеря либо скорости, либо высоты. Наибольшую перегрузку n_y , при которой тяга равна лобовому сопротивлению, называют предельной по тяге $n_{упр}$. При маневрировании с $n_{уср} = n_{упр}$ уровень энергии самолета ($H_3 = H + \frac{V^2}{2g}$) остается неизменным, хотя в ходе боя могут меняться высота и скорость. Следовательно, $n_{упр}$ тоже характеризует поворотливость самолета, но уже без потери энергии.

Располагаемая продольная перегрузка $\Pi_{x\rho}$ характеризует "приспособленность" самолета, т.е. способность к быстроте разгона, набора высоты и увеличения уровня энергии. Следовательно, если взять за критерии и сравнить общие показатели маневренности своего самолета и противника, то можно провести анализ преимуществ и недостатков в их маневренных свойствах.

1.2. Энергетическая маневренность

Каждый из противоборствующих самолетов к моменту завязки боя обладает определенным уровнем энергии (энергетической высотой), обусловленным высотой и скоростью полета.

$$H_3 = H + \frac{V^2}{2g} \quad , \text{ где } H_3 - \text{уровень энергии,}$$

H - высота полета, V - истинная скорость полета. Величина $\frac{V^2}{2g}$ называется кинетической высотой H_k , ее размерность, как легко убедиться, метры, а физическая сущность, это та дополнительная высота, которую можно получить (выполнив горку) за счет уменьшения скорости полета до определенной величины (например, до минимально допустимой или эволютивной скорости). Изменение H_3 по времени называют энергетической скороподъемностью и обозначают

$V_y^* = \frac{\Delta H_3}{\Delta t}$. На самолете нет прибора, по которому ее можно определить (кроме случая установившегося набора высоты, когда это можно сделать по вариометру), но по своим ощущениям летчик может оценить, что происходит с энергией: растет, уменьшается или сохраняется постоянной. Дело в том, что

$V_y^* = V \Pi_{x\rho} = V \frac{P_p - X}{G}$. Отсюда следует, что так как летчик ощущает воздействие поверхностных сил и не ощущает силы тяжести, то он при $\Pi_{x\rho} > 0$ ($P_p > X$) будет прижат к спинке сидения, а самолет будет увеличивать уровень энергии (высоту или скорость, или и то и другое).

Если $\Pi_{x\rho} < 0$ ($P_p < X$), летчик будет давить на привязные ремни, а энергия уменьшаться (высота или скорость, или и то и другое), что чаще всего бывает при маневрировании с большими перегрузками Π_y .

Если маневрировать в бою с $\Pi_{у\text{ср}} \approx \Pi_{у\text{пр}}$, то $\Pi_{х\text{р}} = 0$ и $V_y^* = 0$, и уровень энергии будет сохраняться при изменении высоты и скорости полета. Умение летчика создать и правильно распорядиться имеющимся в моменту боя уровнем энергии, экономно ее расходовать является важнейшей предпосылкой успешного выполнения воздушных боев. Известно, что наступательное маневренное преимущество принадлежит тому летчику, который может вступать в бой при более высоком уровне энергии и сохранять энергетическое преимущество в ходе его.

Заметим, что из $H_3 = H + \frac{V^2}{2g}$ следует $\Delta H_3 = \Delta H + \frac{V_{\text{ср}} \Delta V}{g}$, где $V_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{нач}} + V_{\text{кон}}}{2}$, а $\Delta V = V_{\text{кон}} - V_{\text{нач}}$. При $\Pi_{х\text{р}} = 0$ $\Delta H_3 = 0$, тогда $\Delta H = -V_{\text{ср}} \Delta V / g$ (1); $\Delta V = -g \frac{\Delta H}{V_{\text{ср}}}$ (2). Из формулы (2) видно, что при маневрировании на малых дозвуковых скоростях полета (мала $V_{\text{ср}} \ll g$) небольшому изменению высоты (ΔH) соответствует сравнительно большое изменение скорости (ΔV), отсюда знаменитая формула Покрышкина: „Высота-скорость-маневр-огонь!“ При больших средних скоростях, наоборот, небольшому изменению скорости (ΔV) соответствует значительный прирост высоты ΔH (формула I), отсюда изменение формулы Покрышкина: „Скорость-высота-маневр-огонь!“

Сравнение графиков зависимостей V_y^* от высоты, скорости полета и перегрузки Π_y , используемой при маневрировании, позволяет выявить превосходство или проигрыш в энергетической маневренности ($\Delta V_y^* = V_{y\text{с-27}}^* - V_{y\text{F-15}}^*$), режимы наибольшей энергетической маневренности истребителей и использовать их для решения задач тактики боя.

1.3. Области выполнимости горизонтальных боевых маневров

Опыт Великой Отечественной войны, локальных войн указывает на то, что одним из важнейших параметров, определяющих тактику боя на горизонталях и успех в бою, является угловая скорость разворота, т.е. свойство „поворотливости“ самолета.

Для определения областей и границ выполнимости разворотов в горизонтальной плоскости используют известное выражение:

$$\omega_{\text{фор}} = \frac{g \sqrt{n_{y\text{пр}}^2 - 1}}{V}, \quad \omega_{\text{уст}} = \frac{g \sqrt{n_{y\text{пр}}^2 - 1}}{V}.$$

На рис. 6, 7, 15, 16, 22, 23 приложения показаны области горизонтальных маневров сравниваемых самолетов. Для суждения о предельных маневренных возможностях на этих зависимостях нанесены аэродинамические (граница по $\alpha_{\text{доп}}$), энергетические (граница установившихся разворотов при $P_p = X$) и прочностные (граница по $n_{y\text{макс}}$) ограничения, а также ограничения по максимально допустимой скорости в зависимости от высоты полета. Область, лежащая выше границы установившихся разворотов, соответствует перегрузкам (углам крена), при которых выполняются форсированные развороты. Видно, что на высотах 3000 м и более при форсированных разворотах $n_{y\text{пр}} > n_{y\text{пр}}^*$, т.е. самолет будет в процессе разворота тормозиться (терять энергию $H_2 = H + \frac{V^2}{2g}$) с увеличением угловой скорости до выхода на допустимый угол атаки, далее "поворотливость" самолета с уменьшением скорости на $\alpha_{\text{доп}}$ ухудшается.

В каждой точке границы установившихся разворотов можно выполнять вираж на постоянной скорости с перегрузкой (определяется пересечением границы с линиями перегрузки), соответствующей этой скорости.

При этом уровень энергии будет сохраняться неизменным. Наибольшая установившаяся "поворотливость" определяется максимумами этих границ. Ниже границ установившихся разворотов лежит область установившихся разворотов при различной степени дросселирования двигателя, на полном же форсаже развороты будут происходить с разгоном скорости.

Заметим, что в силу большой тяговооруженности самолетов Су-27 и Р-15 у земли, они разгоняются на малых высотах даже при создании максимально допустимой эксплуатационной перегрузки. Это происходит потому, что, например, на высотах 200 м $n_{y\text{пр}} > n_{y\text{макс}} = 9$. Однако реализовать эти перегрузки трудно, если даже не вести прицеливание, так как у летчика через определенное время наступает зрительное расстройство, которое, например, при $n_y = 9$ равно 15 с.

Эти же графики позволяют установить рациональные законы пилотирования, чтобы получить максимальную угловую скорость поворота самолета. Так, если завязка боя происходит на сравнительно небольших скоростях полета или на больших высотах, когда наибольшая перегрузка n_y определяется величиной $\alpha_{доп}$, для увеличения угловой скорости поворота на противника целесообразно иметь полный форсаж, создавать перегрузку и крен в соответствии с допустимым углом атаки.

На больших скоростях или на малых и средних высотах выгодно выключить форсаж (уменьшить тягу), поддерживать постоянное значение $n_{y\text{ макс}}$, максимальный крен (увеличением угла атаки по мере уменьшения скорости) и вынудить тормозные щетки. Это позволит быстрее выйти в область больших установившихся угловых скоростей разворота, переход на которые (но уже с включением форсажа, уборкой щеток) обеспечит задачу сокращения времени разворота на противника и сохранит энергию.

На области можно показать равные значения радиуса разворота при различных скоростях и перегрузках. На рис. 6, 7 показан радиус 2000 м. Правее этой прямой радиус увеличивается и визуальный контакт с целью может быть утерян. Поэтому это своего рода условная граница возможности ведения ближнего маневренного воздушного боя.

§ 2. Условия и методики сравнительной оценки

1. Анализ боевых действий истребительной авиации в локальных войнах и результаты летных экспериментов показывают:

- независимо от начальных условий завязки ближние маневренные воздушные бои ведутся на дозвуковых скоростях полета. Время маневрирования на скоростях, соответствующих числам $M \geq 0,9$ составляет только 5–6 % общего времени ведения маневренного воздушного боя;

- наиболее часто используются установившиеся и форсированные (неустановившиеся) виражи и развороты в горизонтальной плоскости, боевые развороты, похуперевороты, косые петли и спирали.

2. Ближний воздушный бой предполагает визуальный контакт с противником. Известно, что он возможен при расстояниях

не более 3,5-4 км между противоборствующими самолетами (радиус разворота 1,8-2 км). Такие радиусы ограничивают возможную область высот и скоростей ближних маневренных воздушных боёв. Так, максимальная истинная скорость, при которой обеспечивается это условие, равна 1200 км/ч (на этой скорости потребная перегрузка $n_y \approx 6$, чтобы получить $r = 2$ км). Современные истребители выше 11000 м не могут обеспечить радиус разворота менее 2 км при любых маневрах.

3. В ходе маневренного воздушного боя летчики противоборствующих самолетов стремятся реализовать предельные маневренные возможности и, в том числе, максимальную "поворотливость" самолета, а это приводит к выходу на скорости, соответствующие числам $M = 0,7-0,9$.

На этих числах M самолеты имеют наибольшие (предельные) возможности по установившемуся маневрированию, т.е. маневрированию без потери энергии.

4. По условиям применения ракет Р-60 М и Р-73 в ближнем бою летчик не должен уменьшать приборную скорость менее эволютивной. Таким образом, чтобы истребитель мог реализовать концепцию "вижу-уничтожаю", он должен в любой точке маневра иметь скорость не менее минимальной по условиям применения ракет.

5. При выходе на допустимые углы атаки и дальнейшем маневрировании с этим углом самолет энергично теряет скорость, а следовательно, уменьшается уровень энергии

$(H_3 = H + \frac{V^2}{2g})$, т.е. свобода маневра высотой и скоростью. Это может поставить истребитель в невыгодное тактическое положение, заставит выполнять маневр со снижением (для быстрого набора скорости), чем может воспользоваться противник. Поэтому на графиках приводятся скорости выхода на $\alpha_{доп}$. Так, для Су-27 она равна 600 км/ч по прибору.

6. Большая тяговооруженность истребителей типа Су-27 и Р-15, высокие значения $\alpha_{доп}$ и $n_{y_{макс}}$ привели к тому, что на высотах менее 2000 м и скоростях по прибору 600-1100 км/ч можно получить предельные по тяге перегрузки

$\Pi_{y\text{пр}} > 8$. Однако их реализация ограничена физиологическими возможностями летчика. Опыт показывает, что время выдерживания максимальной перегрузки определяется временем наступления зрительного расстройства, которое в среднем равно 120 с для $\Pi_y = 6$; 60 с для $\Pi_y = 7$; 30 с для $\Pi_y = 8$ и 15 с для $\Pi_y = 9$. При маневрировании более указанного времени необходимо уменьшить перегрузку до 2-3 единиц для восстановления способности организма противодействовать воздействию больших перегрузок.

7. На основании изложенного сравнительная оценка маневренных возможностей самолетов проведена для диапазонов скоростей от эволютивной до 1200 км/ч и высот от 200 м до 7000 м.

8. При сравнении используются два способа:

- относительный, при котором рассматриваются отношения перегрузок Су-27 и F-15, F-16, "Торнадо" F-2:

$$\bar{\Pi}_{yр} = \frac{\Pi_{yр\text{су-27}}}{\Pi_{yр\text{F-15}}} ; \quad \bar{\Pi}_{yпр} = \frac{\Pi_{yпр\text{су-27}}}{\Pi_{yпр\text{F-15}}} .$$

Если эти величины больше единицы, то преимущество у нашего самолета, если меньше - у противника;

- абсолютный, при котором рассматриваются разности перегрузок:

$$\Delta \Pi_{xр} = \Pi_{xр\text{су-27}} - \Pi_{xр\text{F-15}} ;$$

$$\Delta V_y^* = V_{y\text{су-27}}^* - V_{y\text{F-15}}^* ;$$

$$\Delta \omega = \omega_{\text{су-27}} - \omega_{\text{F-15}} .$$

Если эти величины больше нуля, т.е. положительны, то преимущество у нашего самолета, если отрицательны - у противника.

Первый способ дает возможность оценить, во сколько раз частные показатели маневренности своего самолета (радиус, угловая скорость, и т.д.) лучше или хуже, чем у самолета противника, а второй - на сколько эти показатели больше или меньше, чем у сравниваемого самолета.

Сравнение маневренных свойств по областям выполнимости боевых маневров производится сопоставлением на одном гра-

фике границ областей выполнимости одинаковых боевых маневров (например, виражей) противоборствующих самолетов. Эти границы рассчитываются заранее с учетом реально используемых законов управления.

9. Маневренные возможности самолета Су-27 рассчитаны по исходным данным из Руководства по технической эксплуатации № 10, книги I, а истребителей F-15, F-16, "Торнадо" F-2 - по данным отчетов учебных и научно-исследовательских организаций ВВС и МАП.

10. При проведении сравнительной оценки принято, что самолеты имеют половину заправки топлива во внутренних баках, режим работы двигателей - полный форсаж.

Для Су-27

$$G/S = 305 \text{ кгс/м}^2; \quad C_{y \text{ доп}} = 1,6.$$

Боевая зарядка 2 × К-73 и 2 × К-27.

Для F-15

$$G/S = 280 \text{ кгс/м}^2; \quad C_{y \text{ доп}} = 1,08.$$

Боевая зарядка 4 × "Сайдвиндер" и 4 × "Спарроу".

Для F-16

$$G/S = 330 \text{ кгс/м}^2; \quad C_{y \text{ доп}} = 1,4.$$

Боевая зарядка 6 × "Сайдвиндер".

Для "Торнадо" F-2:

$$G/S = 475 \text{ кгс/м}^2; \quad C_{y \text{ доп}} = 1,1 \text{ Боевая зарядка:}$$

4 × "Скай Флеш" и 2 × "Сайдвиндер".

§ 3. Сравнительная оценка маневренных возможностей самолета Су-27 и тактических истребителей F-15 F-16 и "Торнадо" F-2

ЦЕЛИ. 1. Выявить на высотах и скоростях возможного ведения ближнего маневренного воздушного боя превосходство и проигрыш в маневренных свойствах своего истребителя по сравнению с тактическими истребителями противника.

2. Определить наиболее выгодные диапазоны скоростей и высот полета, обеспечивающих полную реализацию маневренных возможностей сравниваемых самолетов.

3. Построить и проанализировать области завязки и ведения маневренных воздушных боев.

В таблице приведены основные летно-тактические характеристики сравниваемых истребителей

Характеристика	Су-27	Р-15	Р-16 А	"Торнадо" Р-2
Нормальная взлетная масса, кгс при боевой зарядке, указанной в § 2.	22810	19300	10700	20300
Максимальная скорость, км/ч				
у земли	1400	1450	1400	1350
на высоте	2500	2450	2100	2120
Практический потолок, м	19000	19000	18000	15500
Максимальная эксплуатационная перегрузка, $M < 0,85$	9	9	9	7,5
$M > 0,85$	7,5	7,33	7,33	7,5
Расчетная полетная масса при 50 % запасе топлива, кгс	18920	15800	9200	17300
Тяговооруженность у земли $M = 0,8$	1,4	1,5	1,23	0,77
Скорость сваливания при $P_y = 1$, км/ч	200	230	220	290
Эволютивная приборная скорость, км/ч	300	300	300	375
Время разгона от 600 км/ч до 1100 км/ч ($H = 1$ км), с	15	13,5	16,0	22,0

ПРИМЕЧАНИЕ. Для самолета "Торнадо" Р-2 данные приведены для $\chi = 45^\circ$.

3.1. Сравнительная оценка маневренных возможностей истребителя Су-27 с тактическим истребителем Р-15

① Сравнение располагаемых нормальных перегрузок $\bar{N}_{yp}$

Напомним, что эти перегрузки определяют возможности самолетов по кратковременному (чтобы не растерять запас энергии к моменту боя $N_3 = N + \frac{V^2}{2g}$) энергичному маневрированию. Зависимости $\bar{N}_{yp}$ от высоты и скорости полета сравниваемых самолетов приведены на рис. 1, из которых видно:

— самолет Су-27 на высотах 200–7000 м имеет превосходство над Р-15 по величине $\bar{N}_{yp}$ до 30 % при маневрировании с допустимыми углами атаки, что соответствует для Су-27 приборным скоростям 600–300 км/ч. В этом случае

$$\bar{N}_{yp} = 1,3;$$

— при скоростях по прибору более 700 км/ч на указанных высотах Су-27 и Р-15 имеют равные возможности при маневрировании по границе прочности самолетов, так как

$$\bar{N}_{y \max}^{Су-27} \approx \bar{N}_{y \max}^{Р-15} \quad . \quad \text{В результате } \bar{N}_{yp} = \bar{N}_{y \max} = 1.$$

Превосходство в $\bar{N}_{yp}$ в 1,3 раза означает, что самолет Су-27 при завязке боя на примерно одинаковых высотах и скоростях и больших перегрузках будет иметь в 1,3 раза меньший радиус, большую угловую скорость разворота и меньшее время выполнения заданного энергичного маневра, что дает возможность кратковременного увеличения угловой скорости разворота на противника и сокращения времени выхода в область применения оружия или для выхода из-под атаки противника, когда он достиг рубежа открытия огня. Заметим, что при атаке с выходом на предельные режимы полета (малые скорости, большие углы атаки) необходимо помнить, что существенную роль в успехе атаки начинают играть устойчивость и управляемость самолета, поэтому необходимо знать эти особенности и мастерски владеть пилотированием истребителем.

Абсолютное превосходство $\Delta \bar{N}_{yp} = \bar{N}_{yp}^{Су-27} - \bar{N}_{yp}^{Р-15}$ составляет примерно 2 единицы на $V_{пр} = 600$ км/ч и 0,6 на $V_{пр} = 300$ км/ч. Это позволяет Су-27, например, у земли

разворачиваться на противника, имея преимущество в угловой скорости форсированного разворота на $\Delta\omega_{\text{фор}} \approx \frac{9\Delta\Pi_{\text{чр}}}{V}$, равное у земли:

- на скорости 600 км/ч $\Delta\omega_{\text{фор}} \approx \frac{9,81 \cdot 2 \cdot 3,6}{600} \cdot 57,3 = 6,75^\circ/\text{с}$,

- на скорости 300 км/ч $\Delta\omega_{\text{фор}} \approx \frac{9,81 \cdot 0,6 \cdot 3,6}{300} \cdot 57,3 = 4,05^\circ/\text{с}$.

Следовательно, в среднем в диапазоне скоростей от 600 до 300 км/ч по прибору на высоте 200 м имеем

$$\Delta\omega_{\text{фор. ср}} = \frac{6,75 + 4,05}{2} = 5,4^\circ/\text{с}.$$

Это позволяет, например, за 5 с опередить противника в развороте на угол $\Delta\varphi = \Delta\omega_{\text{фор}} \cdot t = 5,4 \cdot 5 = 27^\circ$. Однако следует помнить, что после выхода на $\alpha_{\text{доп}}$ потеря скорости до эквивалентной может произойти за очень малое время.

С увеличением высоты полета величина $\Delta\Pi_{\text{чр}}$ уменьшается, что приводит к уменьшению выигрыша в угловой скорости по отношению к Р-15 (см. рис. 6, 7, 8). Так, на высоте 7000 м $\Delta\omega_{\text{фор. макс.}} \approx 4^\circ/\text{с}$.

2. Сравнение предельных по тяге нормальных перегрузок $\Pi_{\text{ч пр}}$

Эти перегрузки определяют возможности самолетов по длительному маневрированию, так как оно происходит без изменения уровня энергии ($H_3 = H + \frac{V^2}{2g} = \text{const}$). На рис. 2 приведены зависимости $\Pi_{\text{ч пр}}$ от высоты и скорости полета для Су-27 и Р-15, из которых видно:

- наибольшие предельные по тяге перегрузки у Су-27 и Р-15 соответствуют на всех высотах примерно одним и тем же истинным скоростям: 1000-1100 км/ч. Однако наибольшие угловые скорости поворота траектории на установившихся виражах с учетом влияния скорости полета соответствуют истинным скоростям 850-1000 км/ч (см. рис. 6, 7).

Например, для Р-15 на $V = 1100$ км/ч $\Pi_{\text{ч пр. макс}} = 11$ и при этом $\omega_{\text{уст.}} = \frac{9\sqrt{\Pi_{\text{ч пр}} - 1}}{V} = \frac{9,81\sqrt{11^2 - 1}}{1100} \cdot 3,6 \cdot 57,3 = 20,15^\circ/\text{с}$,

а на $V = 850$ км/ч $n_{yпр} = 9,2$, но $\omega_{уст.2} =$
 $= \frac{2,81 \sqrt{9,2^2 - 1}}{850} \cdot 3,6 \cdot 57,3 = 21,77^\circ/\text{с}$, т.е. на меньшей
 скорости больше угловая скорость разворота;

— самолеты имеют практически равные предельные по тяге перегрузки на скоростях по прибору от 600 км/ч до 1100 км/ч на высоте 200 м, до 890 км/ч на высоте 3000 м, до 730 км/ч на высоте 5000 м и до 650 км/ч на высоте 7000 м. Следовательно, с увеличением высоты полета сужаются диапазоны скоростей, соответствующие одинаковым возможностям по маневрированию без потери энергии;

— на скоростях больше указанных незначительное (на 10-15 %) превосходство у Р-15: $\Delta n_{yпр} = -0,5 \div -0,8$, что соответствует меньшей скорости разворота Су-27 примерно на $\Delta \omega = -1 \div -1,5^\circ/\text{с}$. Однако реализовать указанное преимущество на высоте 3000 м и менее летчик самолета Р-15 имеет только в пределах ограничений по прочности, да и по своим физиологическим возможностям (рис. 2). Поэтому можно считать, что в диапазоне высот 200-3000 м и скоростях больше 1050-1100 км/ч на режиме полного форсажа самолеты имеют равные возможности по маневрированию с предельными по тяге перегрузками;

— на скоростях менее 600 км/ч по прибору незначительное (примерно на 10 %) превосходство принадлежит Су-27:

$\Delta n_{yпр} \approx 0,5$, что дает выигрыш в угловой скорости не более $\Delta \omega_{уст} = 2^\circ/\text{с}$, т.е. чтобы опередить в развороте Р-15 на 180° потребуется 90 с, на 36° (десятая часть виража) 18 с (рис. 2, 6, 7).

Учитывая, что на этих скоростях $\bar{n}_{yпр} = 1,1$ (Су-27 имеет преимущество на 10 %), определим угол установившегося разворота, потребный для ликвидации углового отставания в 30° от Р-15: $\bar{n}_{yпр} = 1,1$, следовательно, и $\bar{\omega}_{уст} = 1,1$, но $\bar{\omega}_{уст} = \frac{\omega_{уст Су-27} - \Delta \varphi_{Су-27}}{\omega_{уст Р-15} \Delta \varphi_{Р-15}} = 1,1$; так как $\Delta \varphi_{Су-27} = \Delta \varphi_{Р-15} + 30^\circ$, то $\frac{\Delta \varphi_{Р-15} + 30^\circ}{\Delta \varphi_{Р-15}} = 1,1$ или $\Delta \varphi_{Р-15} = 300^\circ$, а $\Delta \varphi_{Су-27} = 300 + 30 = 330^\circ$,

т.е. ликвидация углового отставания будет осуществлена почти за вырак. Учитывая, что при этом $\Delta\omega_{уст} \approx 2\%$,

$t = \frac{\Delta\varphi}{\Delta\omega_{уст}} = \frac{30}{2} = 15 \text{ с}$, т.е. угловое отставание будет ликвидировано за 15 с;

— на высотах менее 3000 м при маневрировании возможен выход за ограничения по прочности, связанный со стремлением летчиков выйти в область наибольшей поворотливости самолетов.

③. Сравнение по энергетической скороподъемности (V_y^*)

Эти величины определяют возможности сравниваемых самолетов по энергетической маневренности. Чем больше V_y^* на маневре при различных $n_{у\text{ср}}$, тем выше энергетическая маневренность, тем быстрее накапливается или меньше, чем у противника, расходуется уровень энергии, имевшийся к началу воздушного боя ($H_3 = H + \frac{V^2}{2g}$).

Поскольку $V_y^* = V n_x$, то при равных скоростях тот самолет имеет больше энергетическую маневренность, у которого при данной n_y , используемой на маневре, выше значение продольной перегрузки n_x . Следовательно, сравнивая самолеты по V_y^* , можно вести сравнительную оценку и по $n_x = \frac{V_y^*}{V}$. На рис. 3, 4, 5 приведены для самолетов Су-27 и F-15 наложенные друг на друга графики V_y^* в зависимости от высоты, скорости полета и перегрузки при маневрировании ($n_y = 1, 3$ и 5).

Наибольшие значения V_y^* у обоих самолетов независимо от высоты и величины перегрузки n_y соответствуют истинной скорости 1050 км/ч. При этом преимущество F-15 составляет примерно: $\Delta V_y^* = -15 + -20 \text{ м/с}$ ($\Delta V_y^* = V_{y\text{Су-27}}^* - V_{y\text{F-15}}^*$). Это означает, что при маневрировании в течение, например, 5 с уровень энергии увеличится по сравнению с Су-27 на величину $\Delta H_3 = \Delta V_y^* \cdot 5 = 20 \cdot 5 = 100 \text{ м}$.

Если маневрирование велось с постоянной скоростью, то это значит, что высота полета F-15 по отношению к Су-27 увеличится на 100 м ($\Delta H_3 = \Delta H + \frac{V_{ср} \Delta V}{g}$, при $\Delta V = 0$, $\Delta H_3 = \Delta H$).

Если же маневр осуществляется на постоянной высоте $\Delta H = 0$, то $\Delta H_3 = \frac{V_{ср} \Delta V}{g} = 100 \text{ м}$, откуда прирост скорости у Р-15 по отношению к Су-27 $\Delta V = \frac{g \cdot 100}{V_{ср}}$.
 Например, при $V_{ср} = 900 \text{ км/ч} = 250 \text{ м/с}$ $\Delta V = \frac{981}{250} \approx 4 \text{ м/с}$
 или 14 км/ч .

Это незначительное преимущество, и реализовать его сможет только очень хорошо подготовленный летчик.

На высотах 5000 – 7000 м на скоростях по прибору от эволютивной до 800 км/ч и перегрузках от $\Pi_y = 1$ до 3 Су-27 и Р-15 имеют равные возможности по энергетической маневренности, а также по скороподъемности и разгону. При перегрузке 5 появляется преимущество у Р-15, причем оно несколько увеличивается с ростом высоты.

Следовательно, при энергичном маневрировании на больших высотах, преимуществом, хотя и небольшим, в этом диапазоне скоростей обладает Р-15.

На высотах 200–3000 м в диапазоне скоростей 300–1000 км/ч по прибору при перегрузках $\Pi_y = 1-5$ преимущество Р-15 по $\Delta V_y^* = -(10-20) \text{ м/с}$, а по разгону $\Delta j_{хр} = -(5-7) \text{ км/ч за 1с}$.

На истинных скоростях более 1100 км/ч это преимущество Р-15 увеличивается и составляет $\Delta V_y^* = -(20-30) \text{ м/с}$.

Наибольшее преимущество у Р-15 по расходуемой продольной перегрузке равно $\Delta \Pi_{хр} = -0,15$ (рис. 9). Это означает, что превышение Су-27 по высоте, например, в 500 м на средней скорости 900 км/ч (250 м/с) противник может ликвидировать (с целью применения оружия) за время:

$$t_{\text{ман}} \approx \frac{\Delta H}{V \Delta \Pi_{хр}} = \frac{500}{250 \cdot 0,15} = 13 \text{ с}.$$

Это большое время при атаке, т.е. существенного выигрыша Р-15 не имеет.

Если же Р-15 будет стремиться выйти на дистанцию применения оружия и для этого ему потребуется ликвидировать, например, отставание в 1000 м на постоянной высоте, то на это потребуется время:

$$t = \sqrt{\frac{2 \Delta H}{g \Delta \Pi_{хр}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000}{9,81 \cdot 0,15}} \approx 37 \text{ с}.$$

Во всех остальных случаях это время будет еще больше.

4. Сравнение по областям выполнимости горизонтальных маневров

Сравнение позволяет выявить скорости полета на заданной высоте, при которых Су-27 имеет преимущество или проигрывает самолету Р-15 по угловой скорости и радиусу форсированного и установившегося разворотов, а также оценить величину этого преимущества и влияние закона управления на соотношение характеристик горизонтальных маневров сравниваемых самолетов. Как видно из рис. 6, 7 и 8:

- границы предельных разворотов (по $\alpha_{доп}$) у самолета Су-27 проходят левее и выше, чем у Р-15. Это означает, что Су-27 на всех рассматриваемых высотах имеет лучшие показатели форсированных горизонтальных боевых маневров, Су-27 позже (по скорости), чем Р-15 выходит на $\alpha_{доп}$ при маневре с одинаковой перегрузкой. Так, на высоте 3000 м Р-15 выходит на $\alpha_{доп}$ при истинной скорости 800 км/ч, а Су-27 при 700 км/ч. Следовательно, на форсированном развороте, начиная со скорости 800 км/ч, противник будет вынужден уменьшать перегрузку (чтобы сохранить высоту и не свалиться), при этом у него будет уменьшаться угловая скорость разворота и увеличиваться радиус. В то же время Су-27 будет продолжать увеличивать угловую скорость и уменьшать радиус до выхода на скорость 700 км/ч, поэтому его преимущество по угловой скорости и радиусу над Р-15 будет увеличиваться, а значит быстрее будут создаваться условия для успешного применения оружия. Самолет Су-27 выходит на $\alpha_{доп}$ на всех высотах примерно на скорости 600 км/ч по прибору, а Р-15 на скорости около 700 км/ч по прибору. Следует помнить, что если самолеты одновременно выйдут на свои $\alpha_{доп}$ на этих скоростях, то преимущество по уровню энергии будет у Р-15, так как у него будет больше скорость на одной с Су-27 высоте полета ($H_2 = H + \frac{V^2}{2g}$). Однако, учитывая, что это область малых средних скоростей, существенного выигрыша Р-15 не получит, даже если перейдет на восходящий или нисходящий маневр

и попытается получить преимущество в высоте за счет избытка скорости ($\Delta V = 100$ км/ч) над Су-27:

$$\Delta H = - \frac{V_{\text{ср}} \Delta V}{g} = - \frac{450 (-100)}{3.6 \cdot 3.6 \cdot 9.81} = 350 \text{ м, где } V_{\text{ср}} = 450 \frac{\text{км}}{\text{ч}}; \Delta V = -100 \frac{\text{км}}{\text{ч}};$$

- на больших высотах 5000-7000 м (рис. 7):

границы установившихся разворотов Су-27 и Р-15 на скоростях 650-1000 км/ч практически совпадают. На истинных скоростях менее 650 км/ч (примерно 500 км/ч по прибору на высоте 5000 м и 450 км/ч на 7000 м) незначительное преимущество по угловой скорости разворота ($\Delta \omega \approx 1-2^\circ/\text{с}$) имеет Су-27, а на скоростях 1000-1200 км/ч незначительное (трудно реализуемое) преимущество у Р-15.

Возможности по форсированным разворотам с $n_{y \text{ макс}}^3$ у обоих самолетов одинаковы.

На скорости 1350 км/ч только при использовании перегрузки $n_{y \text{ макс}}^3 = 7,5$ возможно сохранение визуального контакта с противником (пересекаются границы $R = 2$ км и $n_{y \text{ макс}}^3 = 7,5$), т.е. возможен ближний бой. Поэтому целесообразно вести анализ только для скоростей менее 1350 км/ч;

- на малых и средних высотах (рис. 6) возможности по маневрированию на установившихся разворотах и виражах в диапазоне скоростей 800-1300 км/ч у обоих самолетов ограничиваются их прочностью ($n_{y \text{ макс}}^3$). Поэтому Р-15 не может (без превышения ограничений) реализовать имеющееся преимущество и оба самолета на одних и тех же скоростях и перегрузках будут иметь одинаковые характеристики (радиус, время разворота, угловую скорость) установившихся виражей.

На скоростях менее 700 км/ч Су-27 получает преимущество над Р-15 на $\Delta \omega_{\text{уст}} \approx 2^\circ/\text{с}$. Это позволяет при ведении ближнего боя в области малых скоростей получить тактическое преимущество над противником. Так, при скорости 510 км/ч на высоте 200 м и $n_y = 5$ ($\gamma \approx 78^\circ$) самолет Су-27 может выполнять установившийся разворот с угловой скоростью $19^\circ/\text{с}$ и радиусом, примерно, 420 м, имея большой запас по $\alpha_{\text{доп}}$, противник на этой скорости может выполнять либо установившийся разворот, но с $n_y = 4,5$ ($\gamma \approx 77^\circ$), $\omega \approx 17^\circ/\text{с}$ и $R = 470$ м, либо с $n_y = 5$, но тогда он выйдет на

$\alpha_{доп}$ и вынужден будет тормозиться до скорости 450 км/ч с уменьшением перегрузки до $n_y = 4$, ω до $16^\circ/\text{с}$ и радиуса до 415 м. В любом случае Р-15 проигрывает.

На скоростях более 1400 км/ч визуальный контакт практически невозможен (пересечение границ $R = 2$ км, $n_{y_{макс}}^R = 7,5$, $V = 1400$ км/ч).

Следует помнить, что превосходство над противником по скорости, а значит и в запасе энергии, в области сверхзвуковых скоростей может быть потеряно без всякого выигрыша, если выполнять форсированный разворот. Например (рис. 7), если Р-15 на высоте 5000 м летит со скоростью 900 км/ч (где он может получить максимальную установившуюся угловую скорость разворота), а летчик Су-27 со скорости 1300 км/ч (преимущество на 400 км/ч), обнаружив Р-15, будет разворачиваться на него с $n_{y_{макс}}^R = 7,5$, то, только затормозившись до скорости 1100 км/ч, он будет иметь такую же $\omega \approx 14^\circ/\text{с}$, как у Р-15.

Следовательно, впустую будут растрачены топливо, затраченное для выхода на скорость 1300 км/ч и накопленная энергия.

В то же время выполнение маневра с изменением высоты может дать существенное преимущество летчику самолета Су-27. Так, если он будет выполнять маневр с $n_{у_{ср}} \approx 5-6$ (это соответствует предельным по тяге перегрузкам для высоты 5000 м в этих скоростях — рис. 2), то дополнительный прирост высоты составит:

$$\Delta H = - \frac{V_{ср} \Delta V}{g}; \quad V_{ср} = \frac{1100 + 1300}{2} = 1200 \text{ км/ч};$$

$$\Delta V = 1100 - 1300 = -200 \text{ км/ч}; \quad \Delta H = - \frac{1200}{3,6} \frac{(-200) \cdot 1}{3,6 \cdot 9,81} \approx 1900 \text{ м.}$$

5. Сравнение по областям с различным соотношением показателей маневренности

На рис. 9 приведены комбинированный график и таблица для Су-27 и Р-15, на которых рассматриваемый диапазон высот и скоростей ближнего маневренного воздушного боя разбит на пять областей с различным соотношением общих показателей $N_{ур}$, $N_{упр}$, $\Delta N_{хр}$ и некоторых частных показателей маневренности $\omega_{фор}$, $\omega_{уст}$, $\Delta j_{хр}$, $\Delta V_{у}$. Анализ показывает, что наиболее предпочтительной (с точки зрения маневренности) для ведения ближнего маневренного воздушного боя является область III, в которой Су-27 имеет преимущество по $N_{упр}$ и

$N_{ур}$, но проигрывает по $\Delta N_{хр}$. Это означает, что если тактически выгодно, то можно втягивать противника в длительный воздушный бой с маневрированием со средними перегрузками $N_{уср}$, близкими к $N_{упр}$. Для этого целесообразно использовать установившиеся виражи, развороты и другие энергичные маневры. Поскольку при $N_{уср} \approx N_{упр}$, $N_{хр} = 0$, то маневрирование Су-27 будет происходить без потери энергии, накопленной к моменту завязки боя.

Наиболее осязимо здесь преимущество Су-27 при неустановившемся энергичном маневрировании, что дает возможность за счет лучших характеристик форсированных разворотов успешно атаковать самолет Р-15 или уходить из-под его атаки, энергичнее с меньшей потерей высоты выходить из нисходящих маневров, быстрее входить в восходящие маневры. В то же время противник, имея в этой области превосходство по $\Delta N_{хр}$ может навязывать бой, состоящий из отдельных атак, используя лучшие скороподъемность, разгонные характеристики и скорость набора энергии. Ему выгодны вертикальные маневры типа горки и пикирования, восходящие и нисходящие спирали, догоны и отрывы.

В области I самолет Су-27 теряет превосходство по $N_{упр}$, но зато имеет равные возможности с Р-15 по $\Delta N_{хр}$, т.е. по разгону, скороподъемности и энергетической скороподъемности.

В этой области в условиях равных возможностей по тяговооруженности наш летчик, используя превосходство в $N_{ур}$.

должен предусматривать создание условий для внезапного доворота на Р-15 и открытия огня или отворота от огня противника. В области П Су-27 теряет это преимущество, и результат будет зависеть от пилотажного и тактического искусства летчиков, их морально-психологической и огневой подготовки. Естественно, что противник будет стремиться перевести бой в области IU или У, где у него преимущество по длительному устоявшемуся маневрированию, по разгону, скороподъемности и скорости набора энергии V_y^* .

В этих областях летчику Су-27 невыгодно вести затяжной бой на виражах, косых петлях, на вертикальных маневрах. Здесь бой должен решаться одной внезапной атакой, так как Р-15 имеет преимущество (хотя и небольшое) по маневренности и длительное маневрирование для Су-27 невыгодно.

Рассмотренные принципы маневрирования оправданы в случае встречи Су-27 с Р-15 на примерно одних и тех же высотах и скоростях полета. Следует помнить, что независимо от того, в какой области завяжется бой, надо стремиться иметь преимущество над противником (к моменту завязки боя) по уровню энергии $H_2 = H + \frac{V^2}{2g}$. Это позволит навязывать свою тактику боя за счет большей свободы маневра высотой и скоростью полета.

3.2. Сравнительная оценка маневренных возможностей истребителя Су-27 и тактического истребителя Р-16

Учитывая, что подход к анализу и расчетам, показанный в разделе 3.1, может быть использован каждым читателем самостоятельно, в дальнейшем изложение пунктов 3.2 и 3.3 ведется более кратко, чем пункта 3.1.

1. Сравнение располагаемых нормальных перегрузок $\bar{N}_{ур}$

На графика (рис. 10) следует:

- самолет Су-27 на высотах 200-7000 м имеет превосходство над Р-16 по величине $\bar{N}_{ур}$ до 25 % при маневрировании с допустимыми углами атаки, что соответствует для Су-27 приборным скоростям 600-300 км/ч. В этом случае $\bar{N}_{ур} = 1,25$;

- при скоростях по прибору более 700 км/ч на указанных высотах Су-27 и F-16 имеют равные возможности при маневрировании по границе прочности самолетов, так как

$$n_{у\text{ макс}}^3 \text{ Су-27} = n_{у\text{ макс}}^3 \text{ F-16} . \quad \text{Здесь } \bar{n}_{ур} = \bar{n}_{у\text{ макс}}^3 = 1 .$$

Превосходство Су-27 по $n_{ур}$ реализуется, например, в большей угловой скорости форсированного разворота (рис. I7). Так, у земли $\Delta\omega_{\text{фор}} \approx 6^\circ/\text{с}$, а на высоте 7000 м $\Delta\omega_{\text{фор}} = 2-4^\circ/\text{с}$.

2. Сравнение предельных по типу нормальных перегрузок

$$\underline{n_{у\text{ пр}}}$$

Из графика (рис. II) следует:

- наибольшие $n_{у\text{ пр}}$ у самолетов Су-27 и F-16 соответствуют на всех высотах истинным скоростям полета 1000-1100 км/ч (как и у F-15).

Однако наибольшие угловые скорости установившихся разворотов и виражей реализуются на скоростях 950-1050 км/ч (рис. I5, I6). Так, на высоте 3000 м они составляют для Су-27 $\omega_{\text{уст. макс}} \approx 17^\circ/\text{с}$, а для F-16 $\omega_{\text{уст. макс}} = 14^\circ/\text{с}$, т.е. $\Delta\omega_{\text{уст}} = 3^\circ/\text{с}$ в пользу Су-27;

- во всем диапазоне высот и скоростей полета самолет Су-27 имеет преимущество над F-16 по $n_{у\text{ пр}}$ до 20 %, т.е. $\bar{n}_{у\text{ пр}} = 1,2$. Это обеспечивает преимущество над F-16 при маневрировании без потери энергии по радиусам, угловым скоростям и времени выполнения маневра.

Преимущество по $\Delta\omega_{\text{уст}}$ составляет $1+3^\circ/\text{с}$, (см. рис. I7);

- на малых и средних высотах ограничения по прочности не позволяют реализовать высокие значения $n_{у\text{ пр}}$ и, как следствие, угловых скоростей установившегося разворота самолета Су-27 (рис. II). Так, на высоте 200 м и скорости 1050 км/ч потенциальные возможности по развороту $22^\circ/\text{с}$, а реализуются только $15^\circ/\text{с}$ при $n_{у\text{ макс}}^3 = 7,5$. Потери F-16 существенно меньше. На высоте 3000 м при той же скорости потенциальные возможности Су-27 примерно $17^\circ/\text{с}$, а реализуются $15^\circ/\text{с}$, что уменьшает $\Delta\omega_{\text{уст}}$ по отношению к F-16 с $2^\circ/\text{с}$ до $0,5^\circ/\text{с}$.

3. Сравнение по энергетической скороподъемности V_y^*

Из графиков (рис. 12, 13, 14) следует:

— наибольшая энергетическая скороподъемность самолетов Су-27 и F-16 на высотах 200–7000 м соответствует истинным скоростям 1000–1100 км/ч.

Так, на высоте 200 м:

$$V_{y \text{ макс Су-27}}^* = 300 \text{ м/с } (n_y=1), 290 (n_y=3), 260 (n_y=5);$$

$$V_{y \text{ макс F-16}}^* = 220 \text{ м/с } (n_y=1), 220 (n_y=3), 180 (n_y=5);$$

$$\Delta V_y^* = 85 \text{ м/с } (n_y=1), 70 (n_y=3), 80 (n_y=5);$$

— при маневрировании с большими перегрузками ($n_y=5$) на высотах 7000 м и скоростях менее 900 км/ч оба самолета теряют накопленный уровень энергии ($H_z = H + \frac{V^2}{2g}$), так как энергетическая скороподъемность отрицательная.

Так, на скорости 850 км/ч $V_{y \text{ Су-27}}^* = -15 \text{ м/с}$, а

$V_{y \text{ F-16}}^* = -110 \text{ м/с}$. При этом существенное преимущество имеет Су-27:

$\Delta V_y^* = -15 \text{ м/с} - (-110 \text{ м/с}) = +95 \text{ м/с}$. Это означает, что при маневрировании в течение 5 с в этих условиях преимущество в ΔH_z составит $\Delta H_z = \Delta V_y^* t = 95 \cdot 5 = 475 \text{ м}$.

Следовательно, самолет F-16 теряет энергию быстрее, чем Су-27, если маневрирует с такими же перегрузками и скоростями;

— практически во всем рассматриваемом диапазоне высот и скоростей полета наибольшее превосходство Су-27 над F-16 по располагаемой продольной перегрузке равно

$$\Delta n_{xр} = 0,25 \quad (\text{рис. 18}).$$

4. Сравнение по областям выполнимости горизонтальных маневров (рис. 15, 16)

На высотах 200–7000 м во всем диапазоне скоростей при криволинейном маневрировании в горизонтальной плоскости

с любыми перегрузками самолет Су-27 превосходит самолет Р-16. С увеличением высоты полета преимущество на форированных и установившихся разворотах и виражах постепенно уменьшается (рис. 17). При маневрировании на высотах 200-3000 м на скоростях более 900 км/ч наибольшие значения угловых скоростей установившихся разворотов определяются величиной $n_{y \text{ макс}}^3 = 7,5$, а на скоростях менее 900 км/ч величиной $n_{y \text{ макс}}^3 = 8,5$. Это приводит к тому, что самолет Су-27 теряет свое преимущество по поворотливости и радиусу разворота и возможности обоих самолетов при пидотировании по границе прочности одинаковы.

5. Сравнение по областям с различным соотношением показателя маневренности

Из рис. 18 видно, что наиболее рационально завязывать и вести ближний маневренный воздушный бой в областях I и II, где у Су-27 преимущество над Р-16 по всем показателям маневренности. Это позволяет навязывать противнику бой любого типа: длительный на установившихся режимах (без потери энергии) или кратковременный, на неуставившихся режимах (с потерей энергии). При попытке противника маневрировать с аналогичными перегрузками наш самолет будет сохранять преимущество по радиусу, угловым скоростям и времени на любых фигурах, по скороподъемности, разгону и энергии.

В областях III и IV становятся равными возможности только при энергичном маневрировании с $n_{y \text{ макс}}^3$, а по показателям, связанным с тяговооруженностью, по-прежнему, преимущество у Су-27. Здесь рационально использовать, в зависимости от тактической ситуации, виражи, петли, косые петли, боевые развороты. Можно затягивать противника на длительный, непрерывный воздушный бой, маневрируя без потери энергии ($n_{y \text{ ср}} \approx n_{y \text{ по}}$) или с накоплением энергии по отношению к противнику при использовании более умеренных перегрузок ($n_{y \text{ ср}} < n_{y \text{ по}}$).

3.3. Сравнительная оценка маневренных возможностей потребителя Су-27 с самолетом "Торнадо" Р-2

1. Сравнение располагаемых нормальных перегрузок (рис. 19)

Самолет Су-27 более чем в два раза превосходит "Торнадо" по величине $\bar{N}_{yp}$ при маневрировании с допустимыми углами атаки, что соответствует для Су-27 приборным скоростям 600-300 км/ч. В этом случае $\bar{N}_{yp} = 2,25$. Это превосходство реализуется при выполнении форсированных разворотов большей поворотливостью по сравнению с Р-2: на

$\Delta\omega_{\text{фор.}} = 10-16^\circ/\text{с}$ (большей высоте соответствует меньшая цифра). Это означает, что при развороте в течение 5 с Су-27 выигрывает в угле разворота на $\Delta\varphi = 50-80^\circ$.

При скоростях по прибору более 920 км/ч Су-27 и Р-2 имеют равные возможности при маневрировании по границе прочности. Здесь $\bar{N}_{yp} = \bar{N}_{y \text{ макс}}^3 = 1$.

2. Сравнение предельных по тяге нормальных перегрузок $\bar{N}_{y \text{ пр}}$ (рис. 20)

Наибольшие $\bar{N}_{y \text{ пр}}$ у обоих самолетов соответствуют на всех высотах истинным скоростям 1050-1100 км/ч. Однако угловые скорости установившихся разворотов при

$N_{y \text{ ср}} \approx N_{y \text{ пр}}$ реализуются на скоростях примерно 950 км/ч у Су-27, а у Р-2 они не имеют ярко выраженного максимума по скорости. Так, на высоте 3000 м у Р-2 $\omega_{\text{макс уст}} \approx 10^\circ/\text{с}$ (на скоростях от 600 до 1100 км/ч), а у Су-27

$\omega_{\text{макс уст}} = 16^\circ/\text{с}$, т.е. превосходство по

$$\Delta\omega_{\text{уст.}} = 6^\circ/\text{с};$$

- во всем диапазоне высот и скоростей полета Су-27 превосходит "Торнадо" по $\bar{N}_{y \text{ пр}}$ в 1,5 раза или на 50 % (рис. 24,25);

- на малых и средних высотах ограничения по прочности Су-27 не позволяют реализовать высокие значения $\bar{N}_{y \text{ пр}}$ и, как следствие, угловых скоростей поворота траектории.

Так, на высоте 200 м и скорости 1050 км/ч потенциальное значение $\Pi_{уп} = 11$, а реализуемое $\Pi_{уп} = \Pi_{у макс}^э = 7,5$. В этом случае вместо $\bar{\Pi}_{уп} = 1,8$, реализуется превосходство только в $\bar{\Pi}_{уп} = 1,25$, т.е. на 25 %.

Соответственно реализуется и меньшее превосходство в угловых скоростях и радиусе установившихся разворотов (рис. 22). На других высотах в среднем сохраняется превосходство в 1,5 раза или на 50 %.

3. Сравнение по энергетической скороподъемности V_y^*

Из графика (рис. 21), представленного для $\Pi_y = 1$ (маневрирование по прямым или слабозогнутым траекториям), видно подавляющее превосходство Су-27 над "Торнадо" в диапазонах высот и скоростей завязки ближнего маневренного боя.

Наибольшие значения V_y^* реализуются на скорости 1050 км/ч и составляют на высоте 200 м у Су-27 300 м/с, а "Торнадо" — 180 м/с. При этом $\Delta V_y^* = 120$ м/с.

При маневрировании с $\Pi_y = 3$ преимущество по V_y^* не только не уменьшается, но даже возрастает. Следовательно, Су-27 быстрее накапливает энергию или медленнее ее расходует, что обеспечивает большую свободу маневра высотой и скоростью полета.

4. Сравнение по областям выполнимости горизонтальных маневров (рис. 22, 23)

На высотах 200–7000 м во всем диапазоне скоростей при криволинейном маневрировании в горизонтальной плоскости с любыми перегрузками самолет Су-27 существенно превосходит "Торнадо" Р-2. С увеличением высоты полета преимущество на форсированных разворотах и виражах уменьшается с $16^\circ/\text{с}$ до $10^\circ/\text{с}$, а на установившихся разворотах с $8^\circ/\text{с}$ до $3^\circ/\text{с}$ (рис. 24).

При маневрировании Су-27 на высотах 200–3000 м на скоростях более 925 км/ч наибольшие реализуемые угловые скорости установившихся разворотов определяются величиной

$n_{y \text{ макс}}^{\text{э}} = 7,5$, а на скорости 925 км/ч - 800 км/ч
величиной $n_{y \text{ макс}}^{\text{э}} = 8,5$.

Поэтому в диапазоне скоростей 800-1300 км/ч возможности
обоих самолетов при пилотировании по границе прочности
одинаковы.

5. Сравнение по областям с различным соотношением показателей маневренности (рис. 25)

Практически во всем диапазоне высот и скоростей полета
самолет Су-27 имеет полное маневренное преимущество над
"Торнадо" F-2. Деление на области чисто условное, так
как они примерно равнозначны, и только в области У на
приборных скоростях более 925 км/ч оба самолета имеют
равные возможности при маневрировании по границе прочнос-
ти.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Истребитель Су-27 обладает высокими маневренными
свойствами и большой тяговооруженностью, что обеспечивает
успешное ведение ближнего маневренного воздушного боя с
тактическим истребителем F-15, преимущество над F-16 прак-
тически по всем показателям маневренности и полное манев-
ренное превосходство над "Торнадо" F-2.

2. На основе изложенного материала в результате сравне-
ния самолетов Су-27 с F-15, F-16 и "Торнадо" F-2 можно наме-
чать и оценивать выгодность различных боевых маневров ближ-
него воздушного боя.

3. За счет умелого использования высоких маневренных
свойств и огневых возможностей Су-27, а также творческо-
го подхода командиров к выбору тактических приемов ближ-
него маневренного воздушного боя, имеются реальные возмож-
ности победы над F-15, F-16 и "Торнадо" F-2.

$$N = \frac{V_1^2}{g(n_g^2 - 1)} = \underline{\underline{445 \text{ м}}}$$

$$V = 250 \text{ м/с} = N = 255 \text{ м/с}.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ

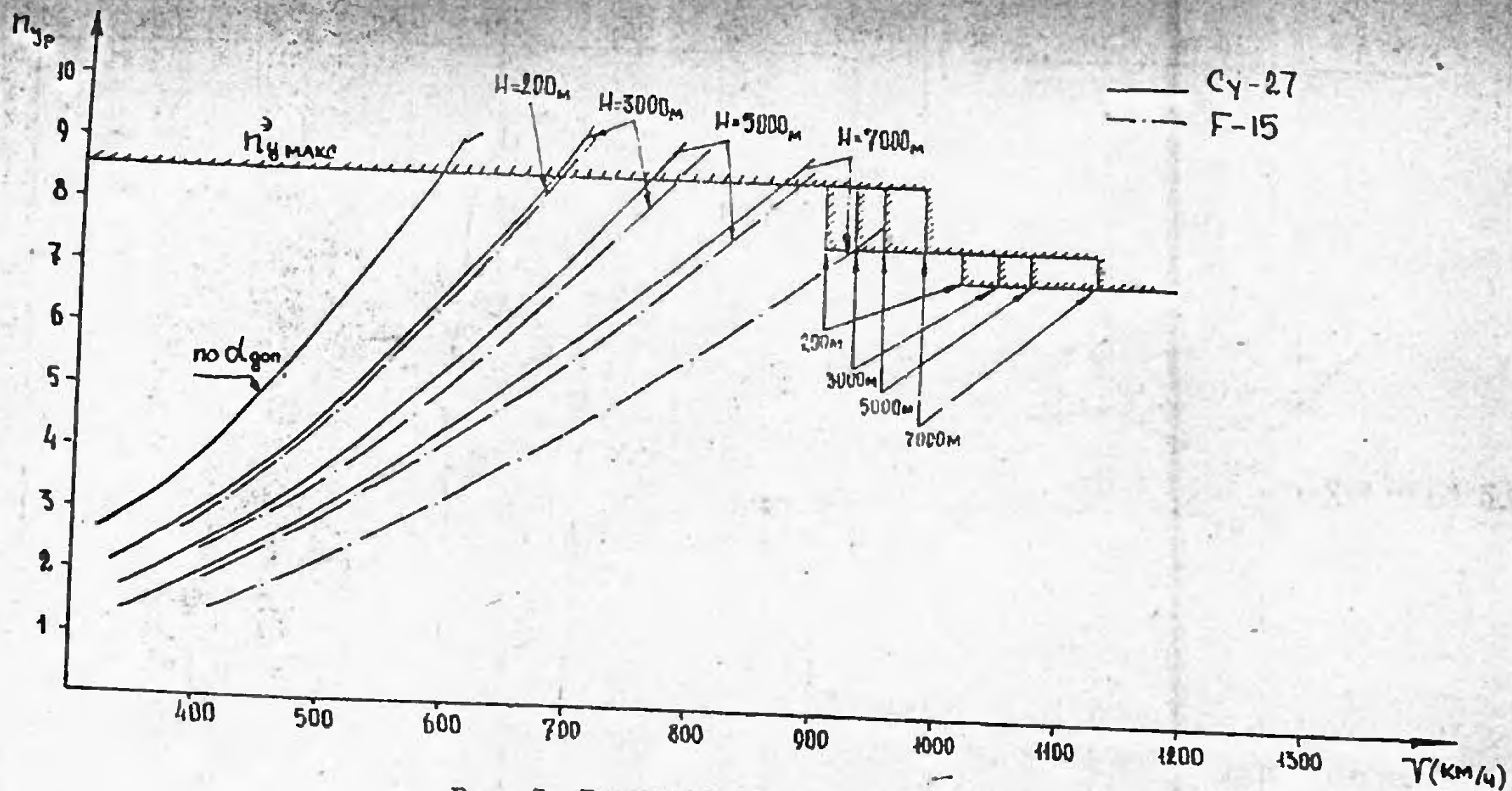


Рис. 1. Располагаемые перегрузки Су-27 и F-15

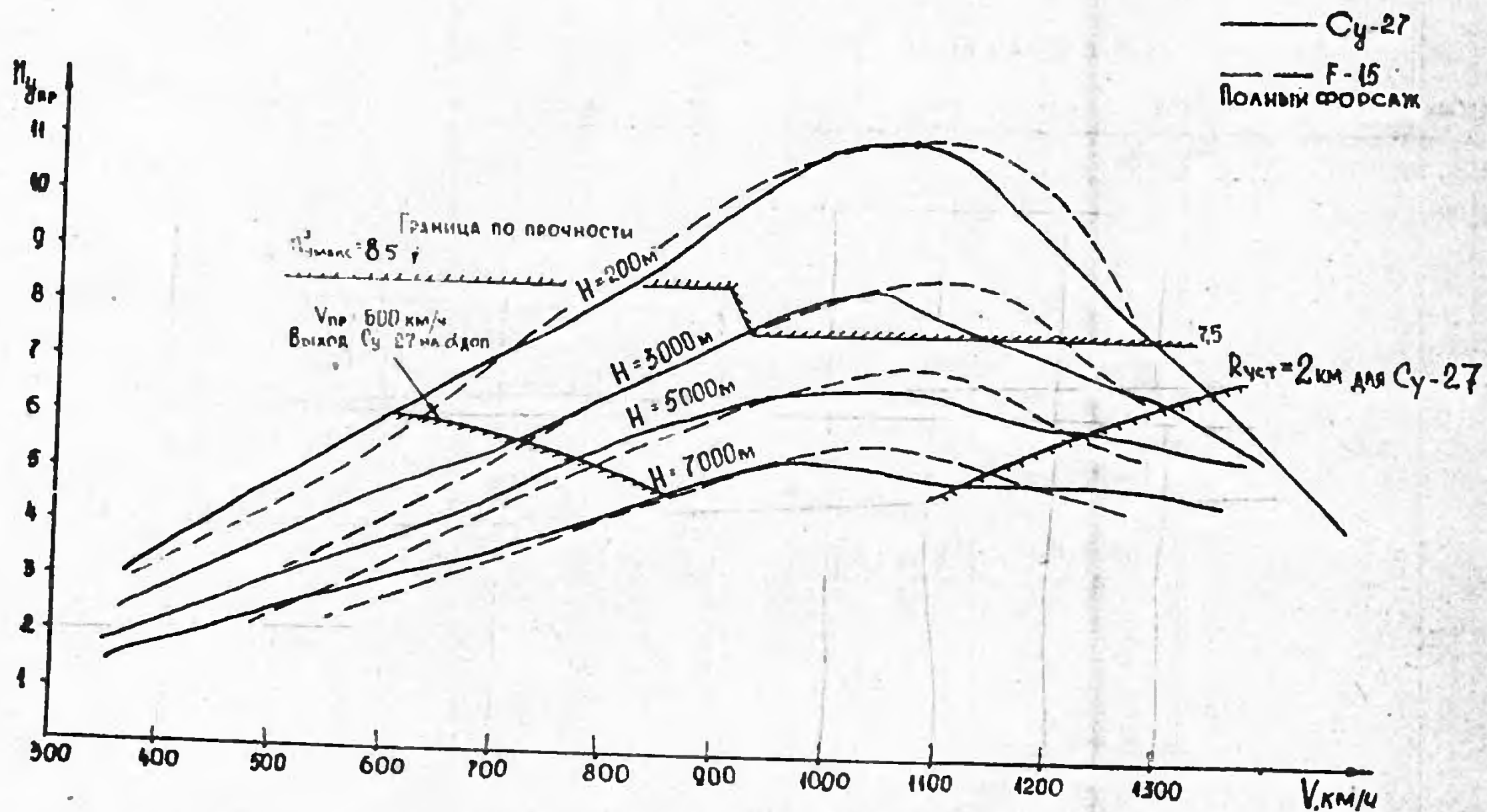


Рис. 2. Предельные по тяге перегрузки

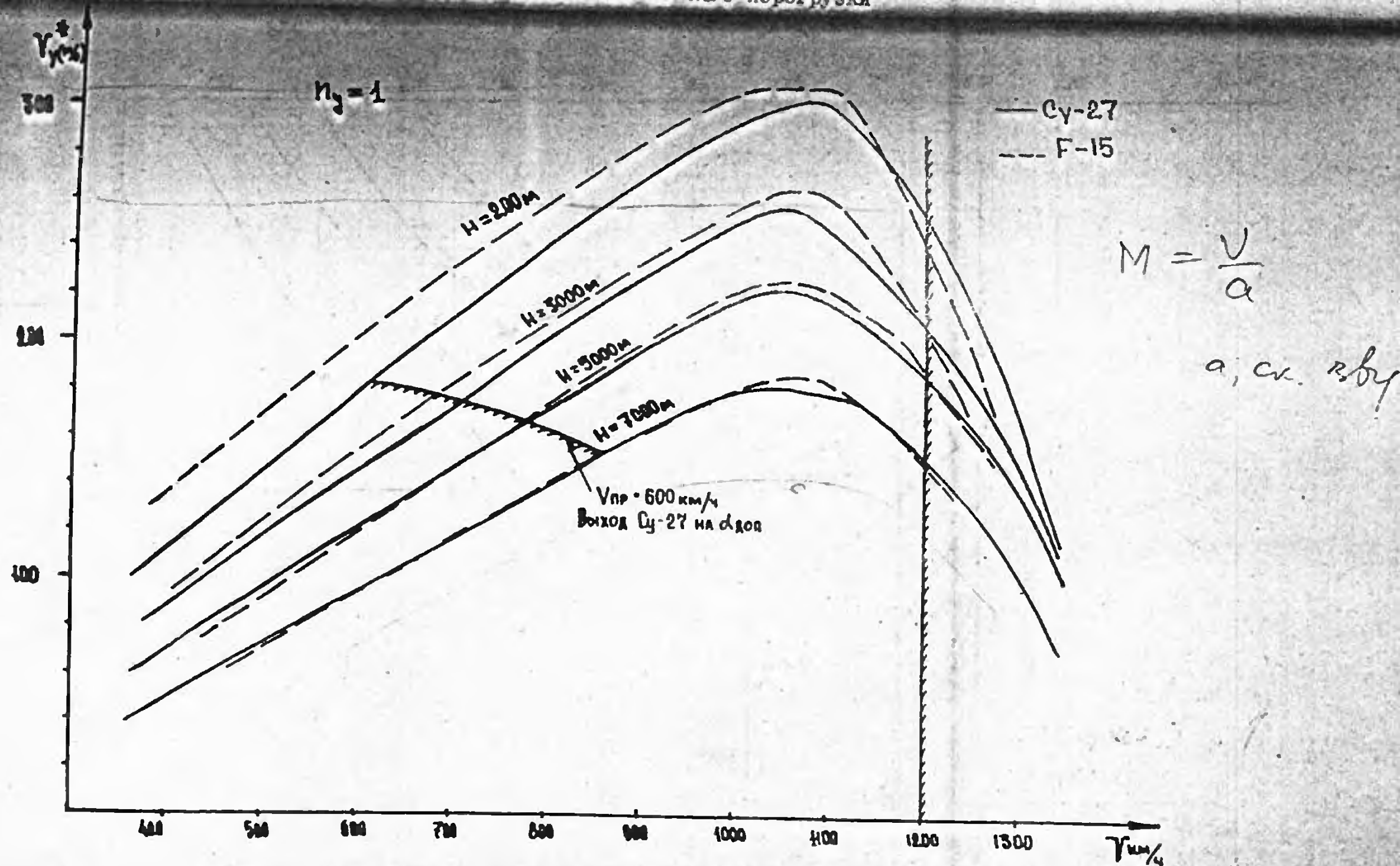
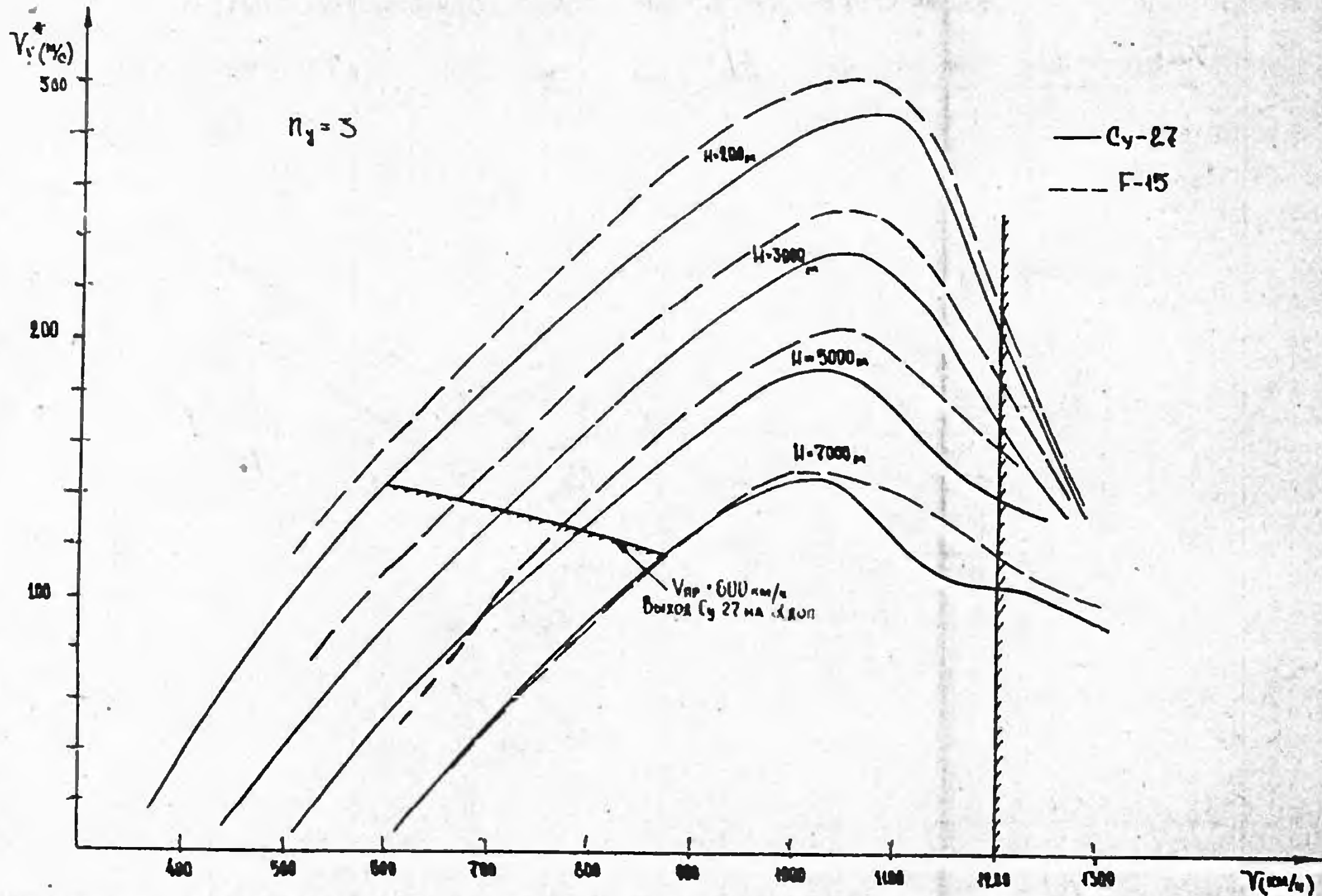


Рис. 3. Энергетические скороподъемности Су-27 и F-15 на "ПФ"



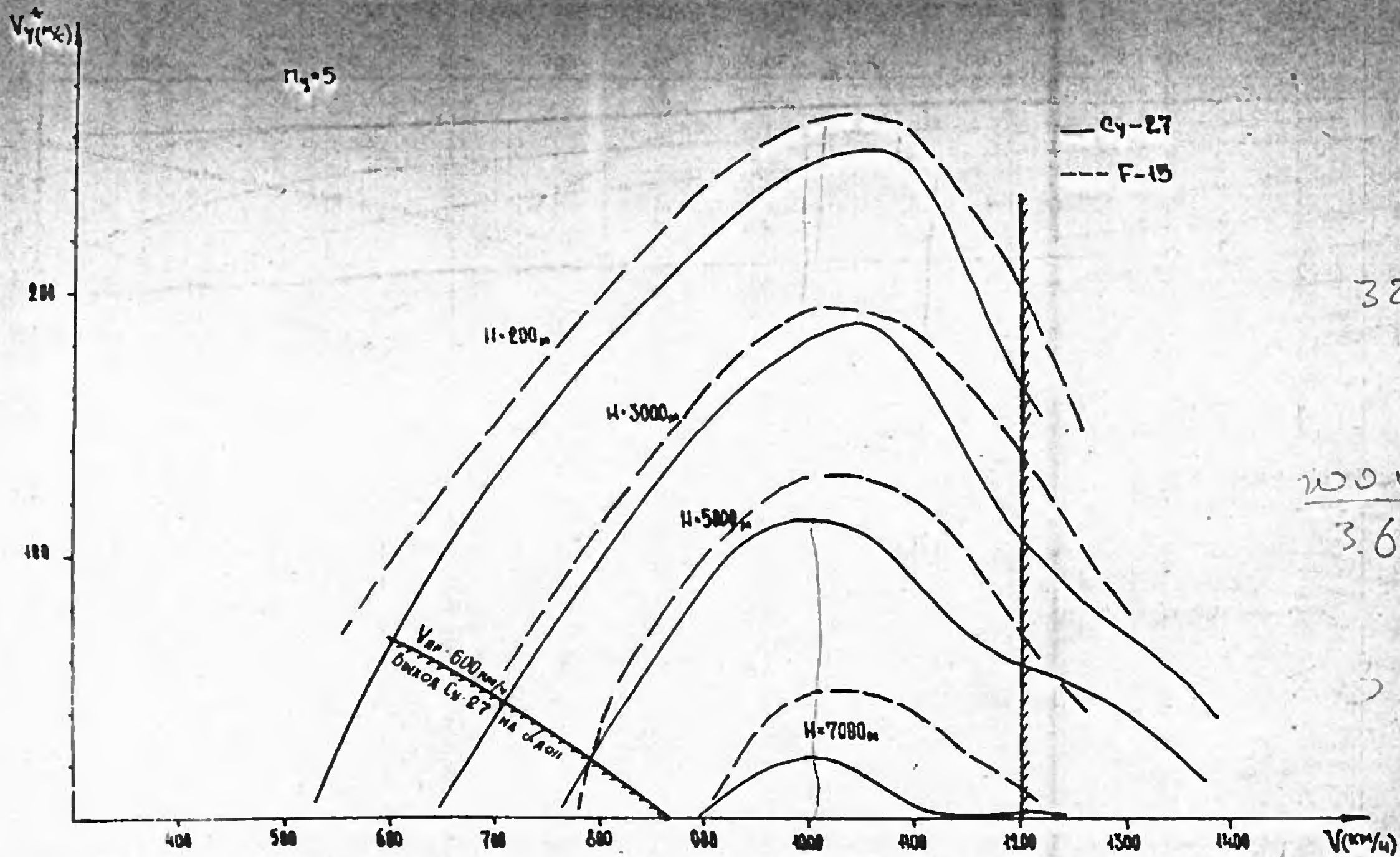


Рис.5. Энергетическая скороподъемность Су-27 и F-15 на "ПО"

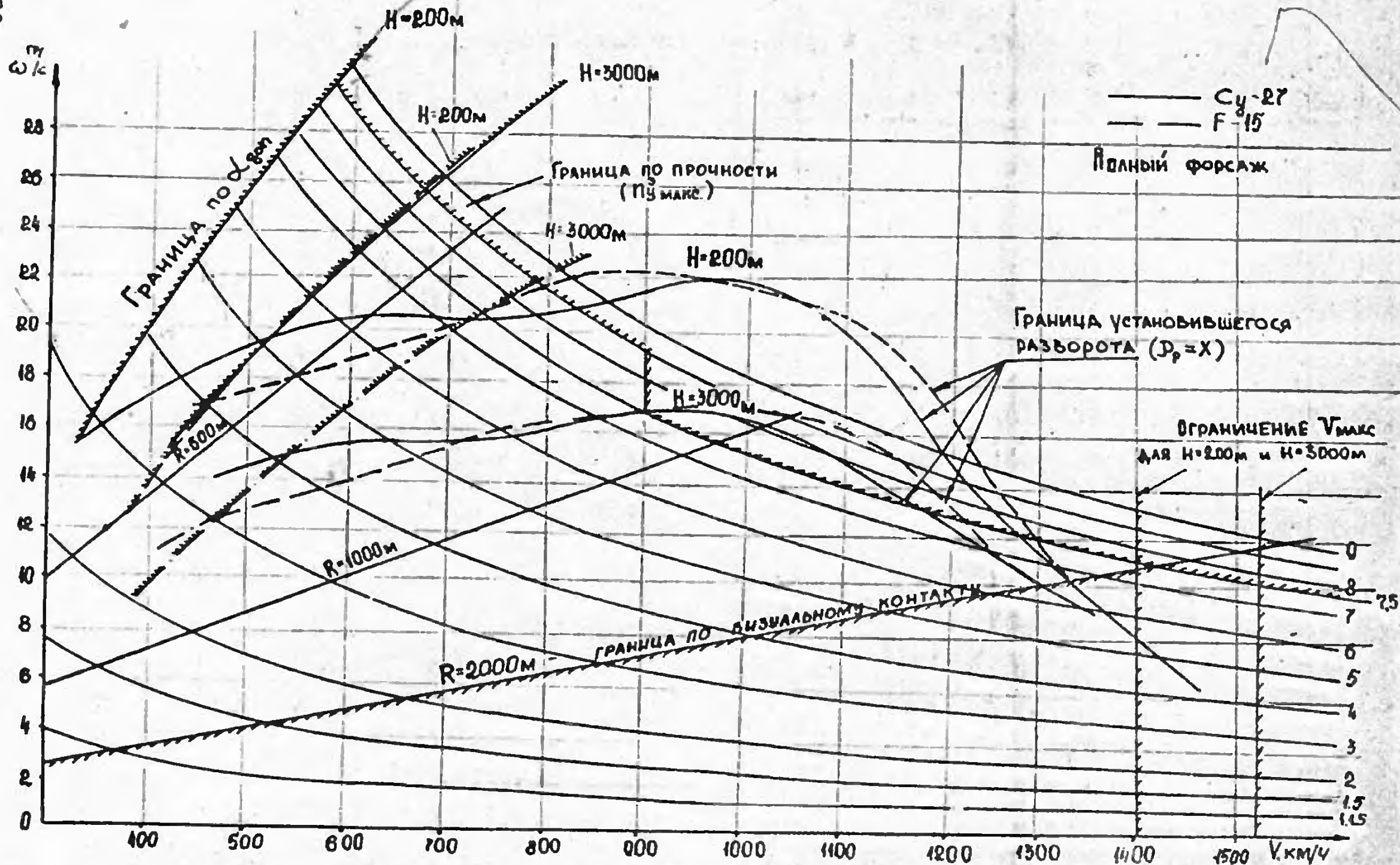


Рис. 6. Области выполнимости горизонтальных маневров

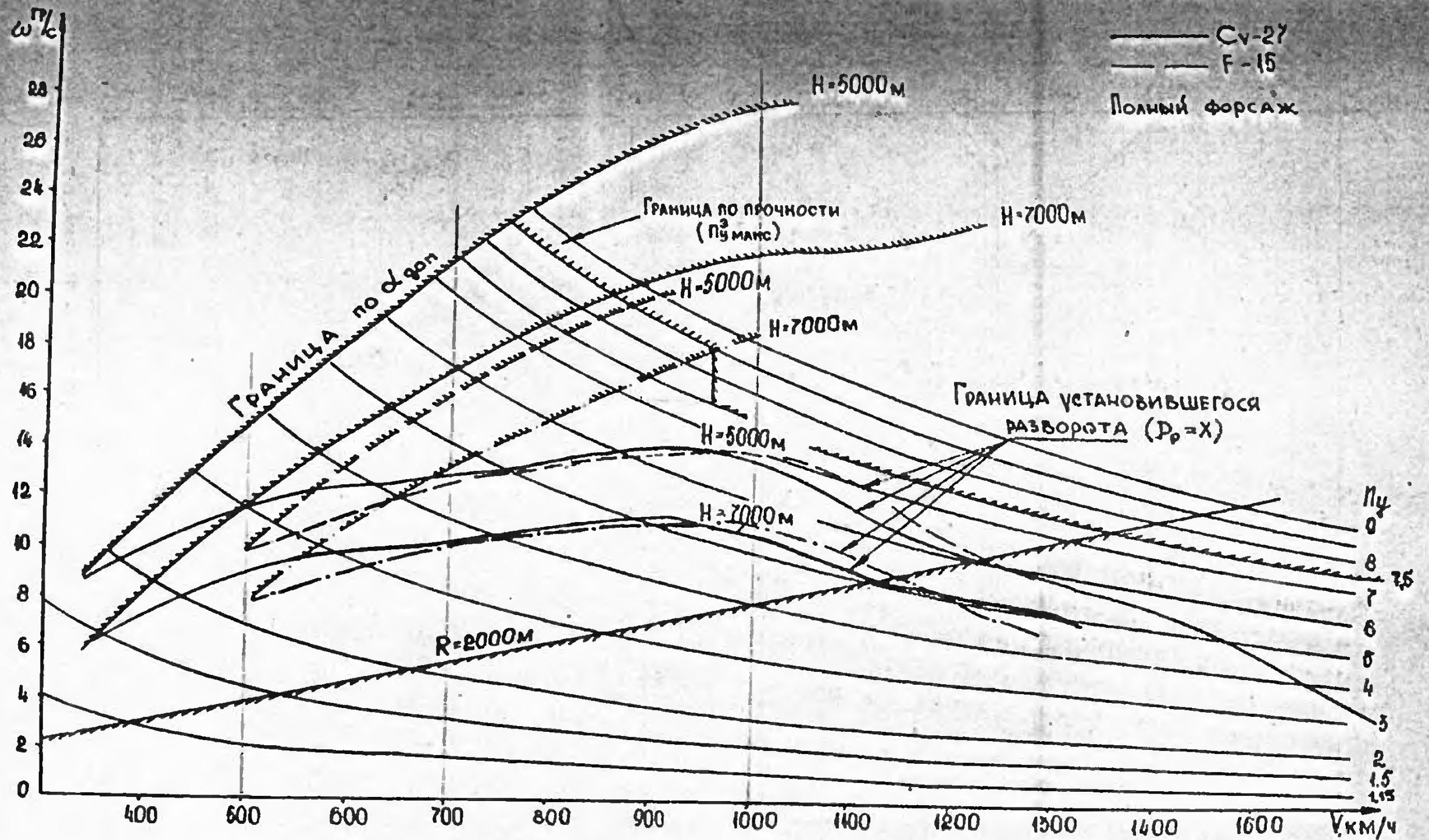


Рис. 7. Области выполнимости горизонтальных маневров

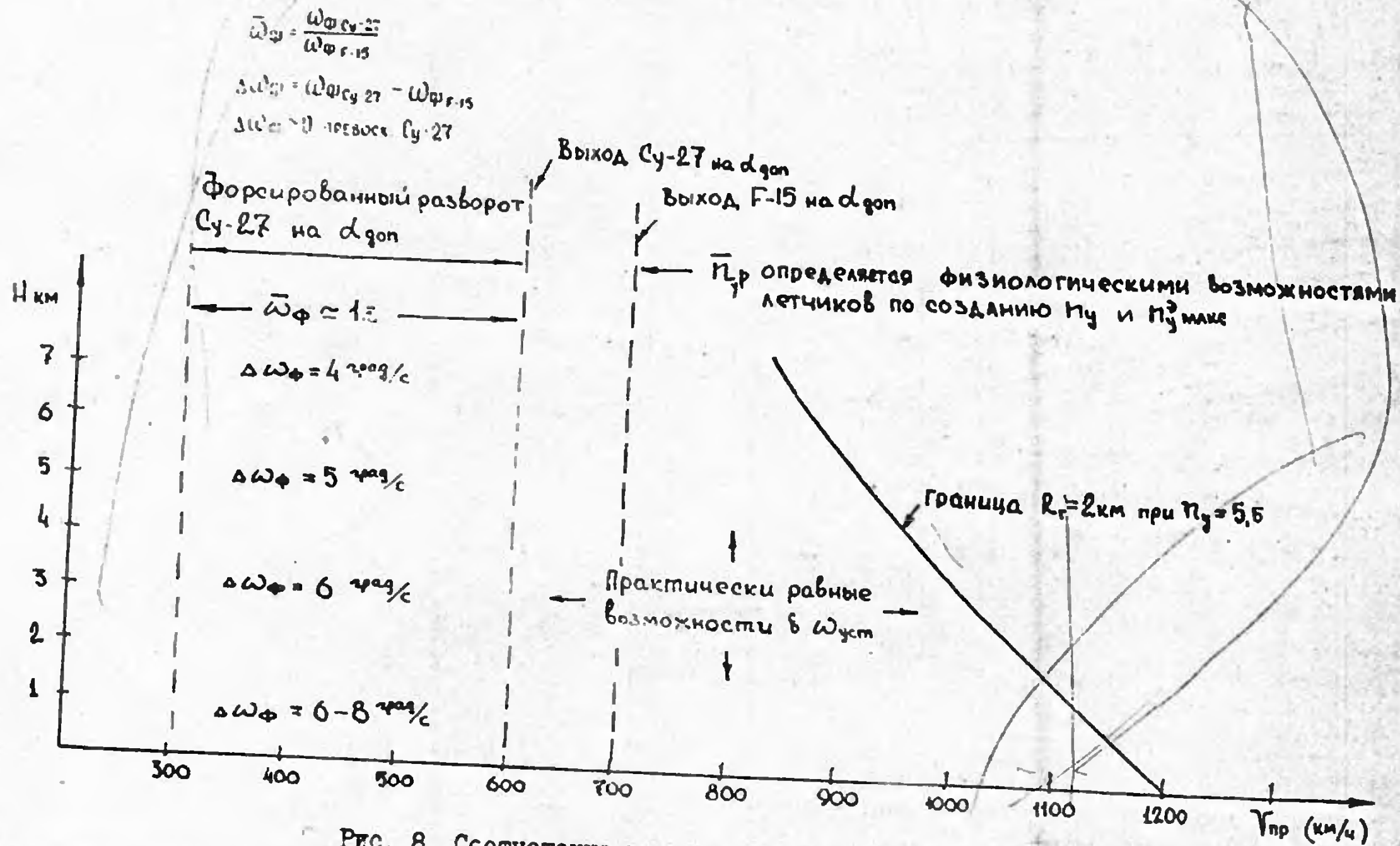
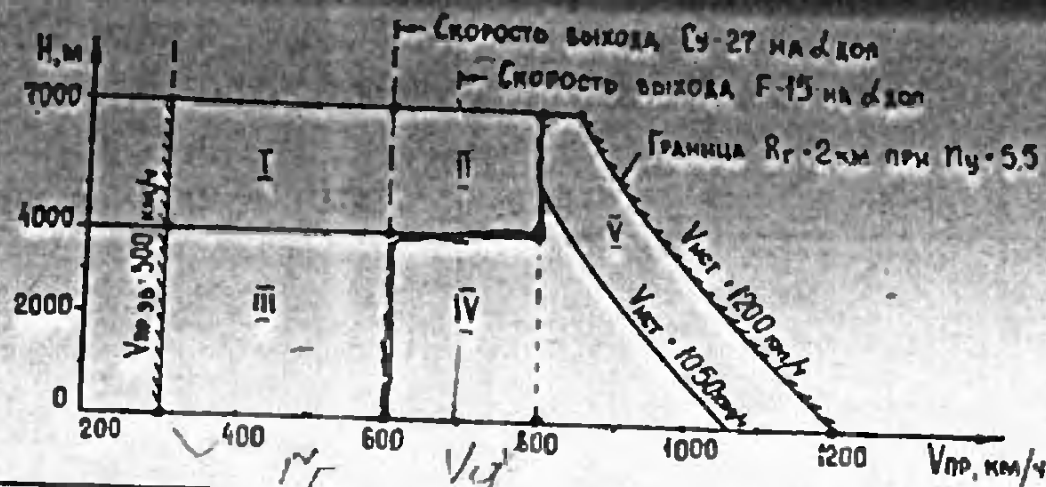


Рис. 8. Соотношение угловых скоростей Су-27 и F-15

БОЕВАЯ ЗАВЯЗКА
 Су-27: 2 × К-73 + 2К-27
 F-15: 4 × Супер-Сайд



КРИТЕРИИ СРАВНЕНИЯ ОБЛАСТЕЙ	ПО КРАТКОВРЕМЕННОМУ ЭНЕРГИЧНОМУ МАНЕВРИРОВАНИЮ			ПО ДЛИТЕЛЬНОМУ УСТАНОВИВ- ШЕМУСЯ МАНЕВРИРОВАНИЮ			ПО РАЗГОНУ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СКОРОПОВЕДНОСТИ		
	Пу _р	$\sqrt{\omega}$ фор	$\Delta\omega$ фор	Пу _{пр}	ω уст	$\Delta\omega$ уст	$\Delta P_{р}$ при Пу=1-5	$\Delta J_{р}$ при Пу=1-5	ΔV_y при Пу=1-5
I H=4000-7000 м V _{пр} =300-800 км/ч	+30%	+30%	+(4-5)%	РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ			РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ		
II H=4000-7000 м V _{пр} =600-800 км/ч	РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ			РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ			РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ		
III H=200-4000 м V _{пр} =300-600 км/ч	+30%	+30%	+(6-8)%	+10%	+10%	+2%	-0.15	-5 км/ч за 1сек	-(10-20) м/с
IV H=200-4000 м V _{пр} =600-1050 км/ч	РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ			-10%	-10%	-1.5%	-0.1	-4 км/ч за 1сек	-(10-20) м/с
V H=200-7000 м V _{уст} > 1050 км/ч	РАВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ			-15%	-15%	-1.5%	-0.05	-2 км/ч за 1сек	-15 м/с

Рис. 9. Области завязки и ведения маневренных воздушных боев на полном форсаже самолетов Су-27 и F-15

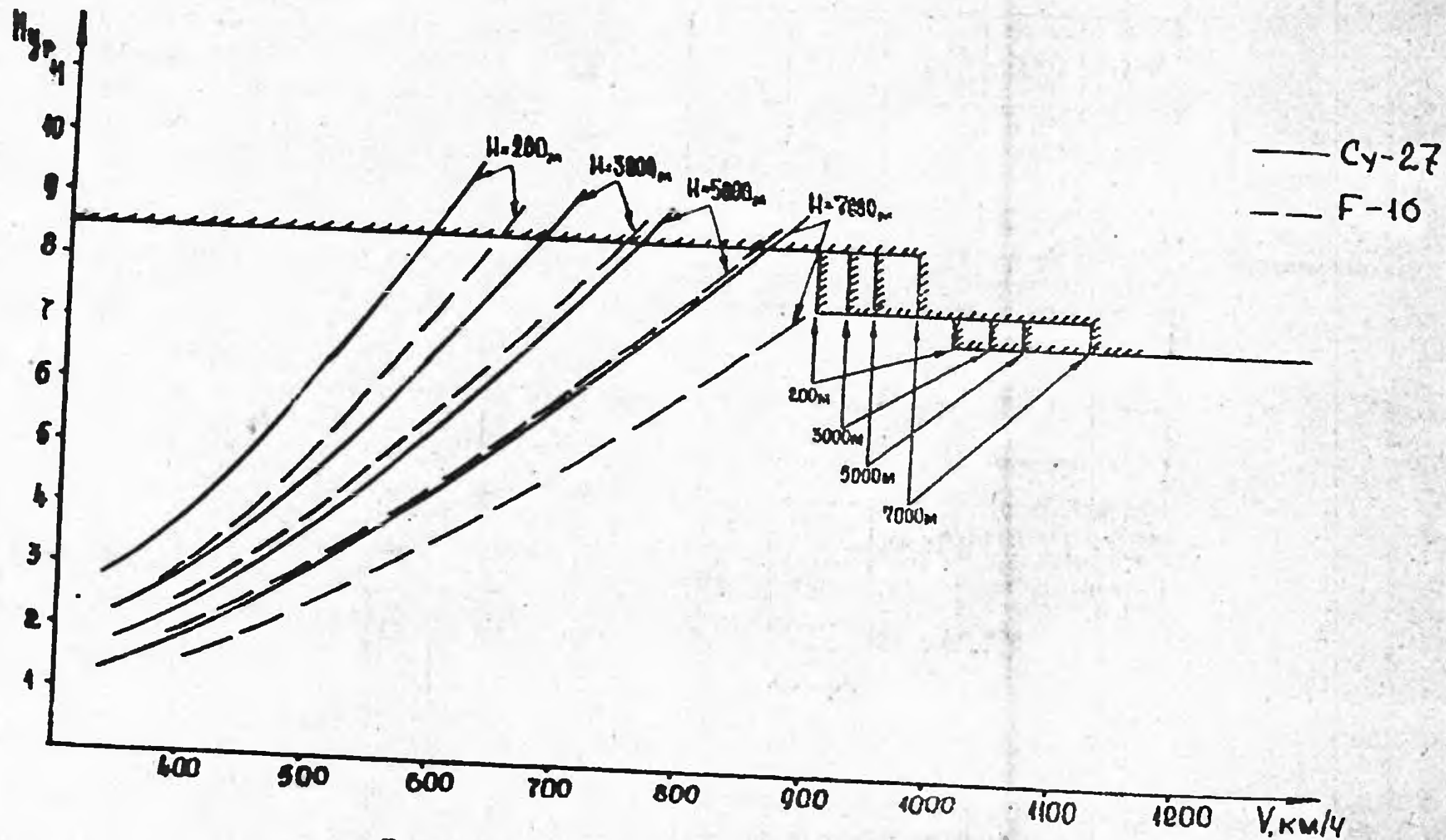


Рис. 10. Располагаемые перегрузки Су-27 и F-16

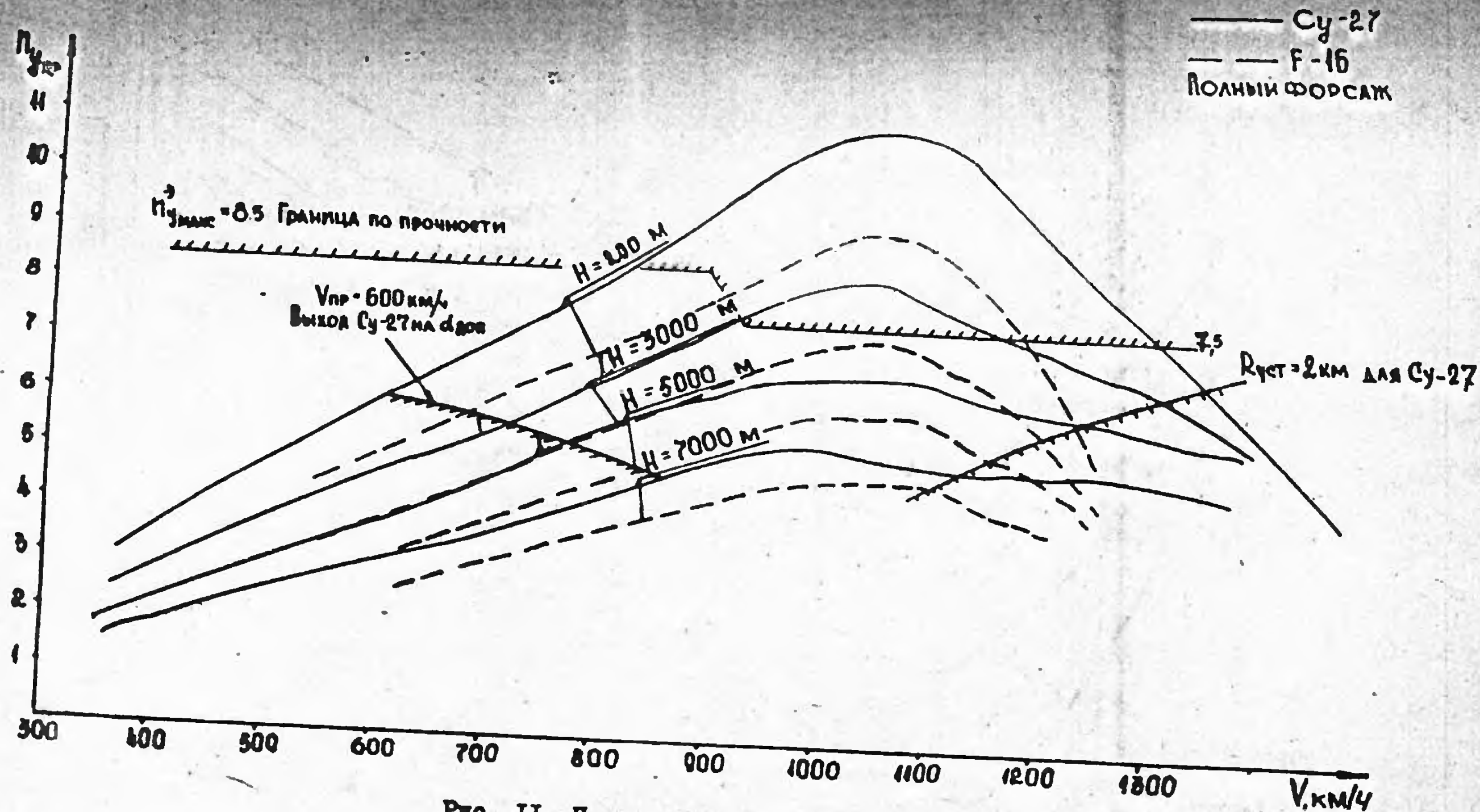


Рис. II. Предельные по тяге перегрузки

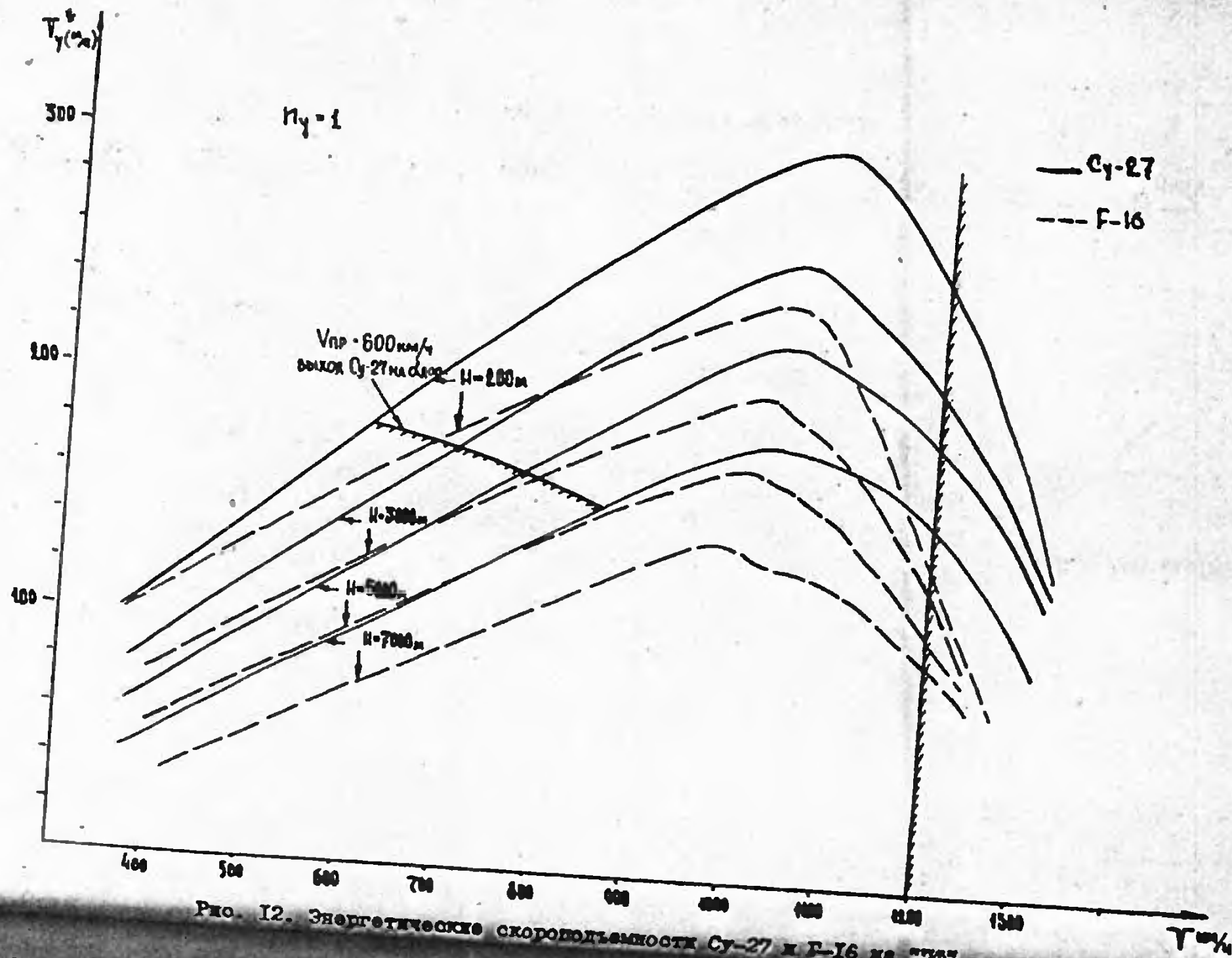


Рис. 12. Энергетические скоростные характеристики Су-27 и F-16 на "30"

Рис. 12. Энергетические скороподъемности Су-27 и F-16 на "ПФ"

$\gamma = \%$

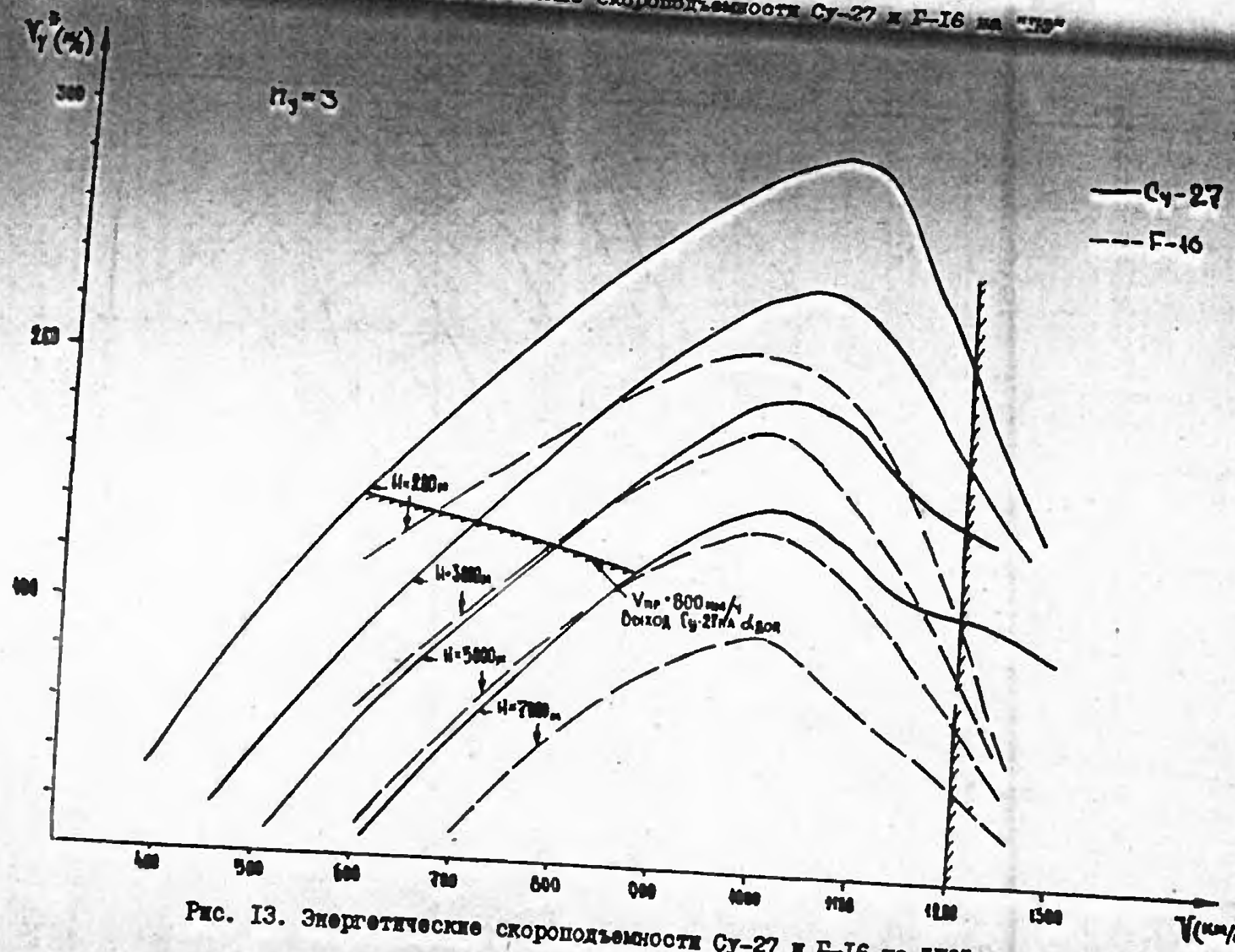
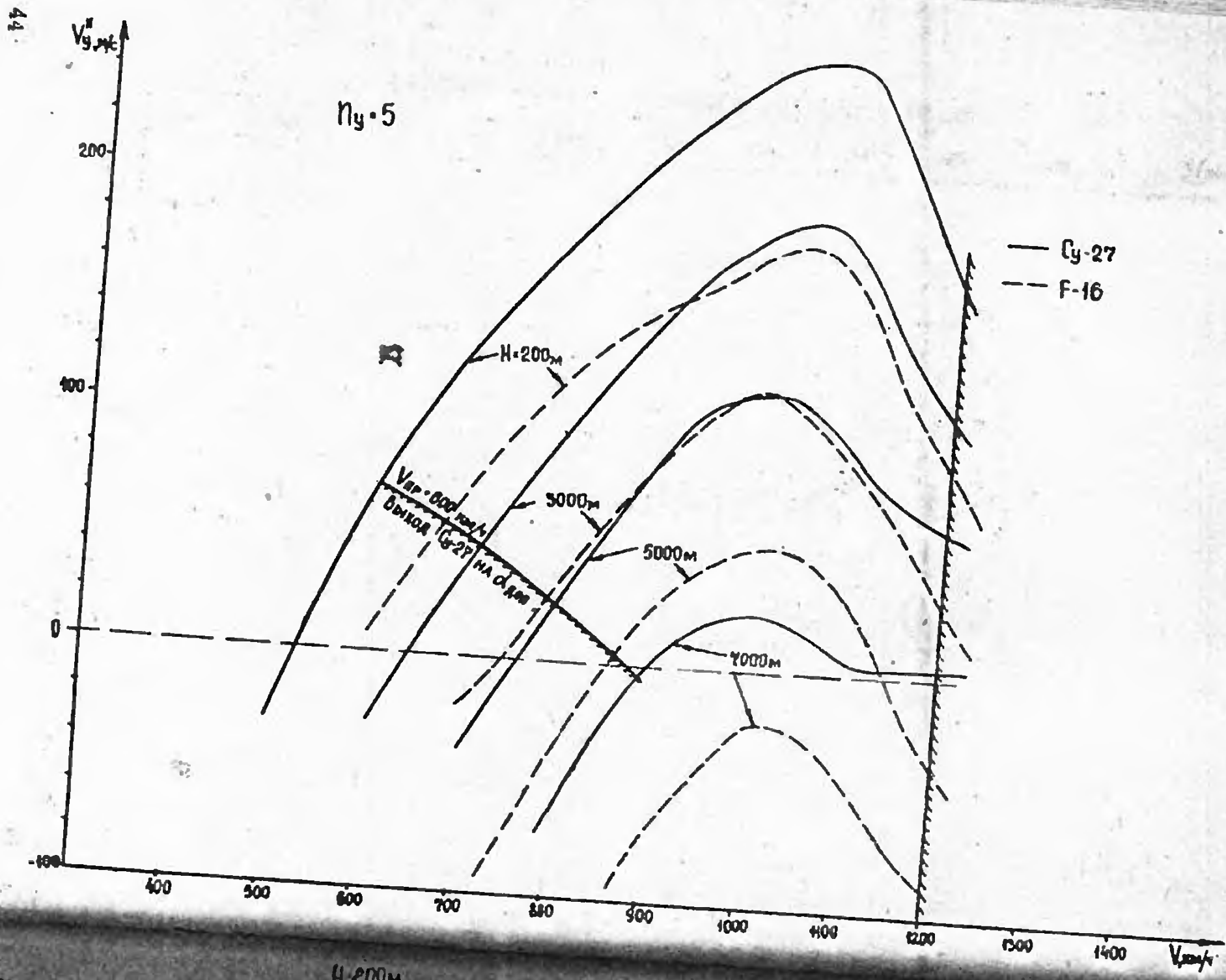


Рис. 13. Энергетические скороподъемности Су-27 и F-16 на "ПФ"



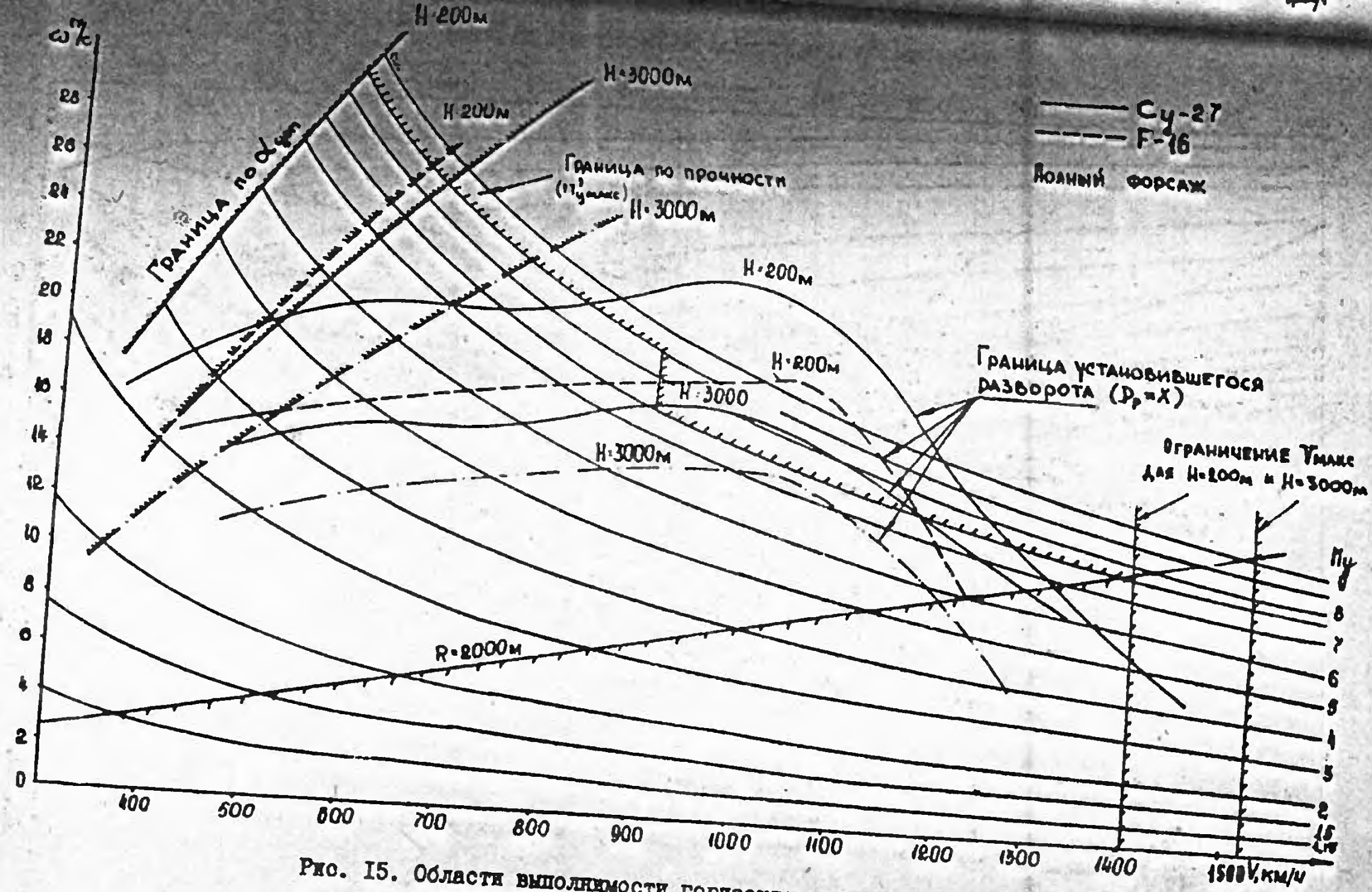


Рис. 15. Области выполнимости горизонтальных маневров

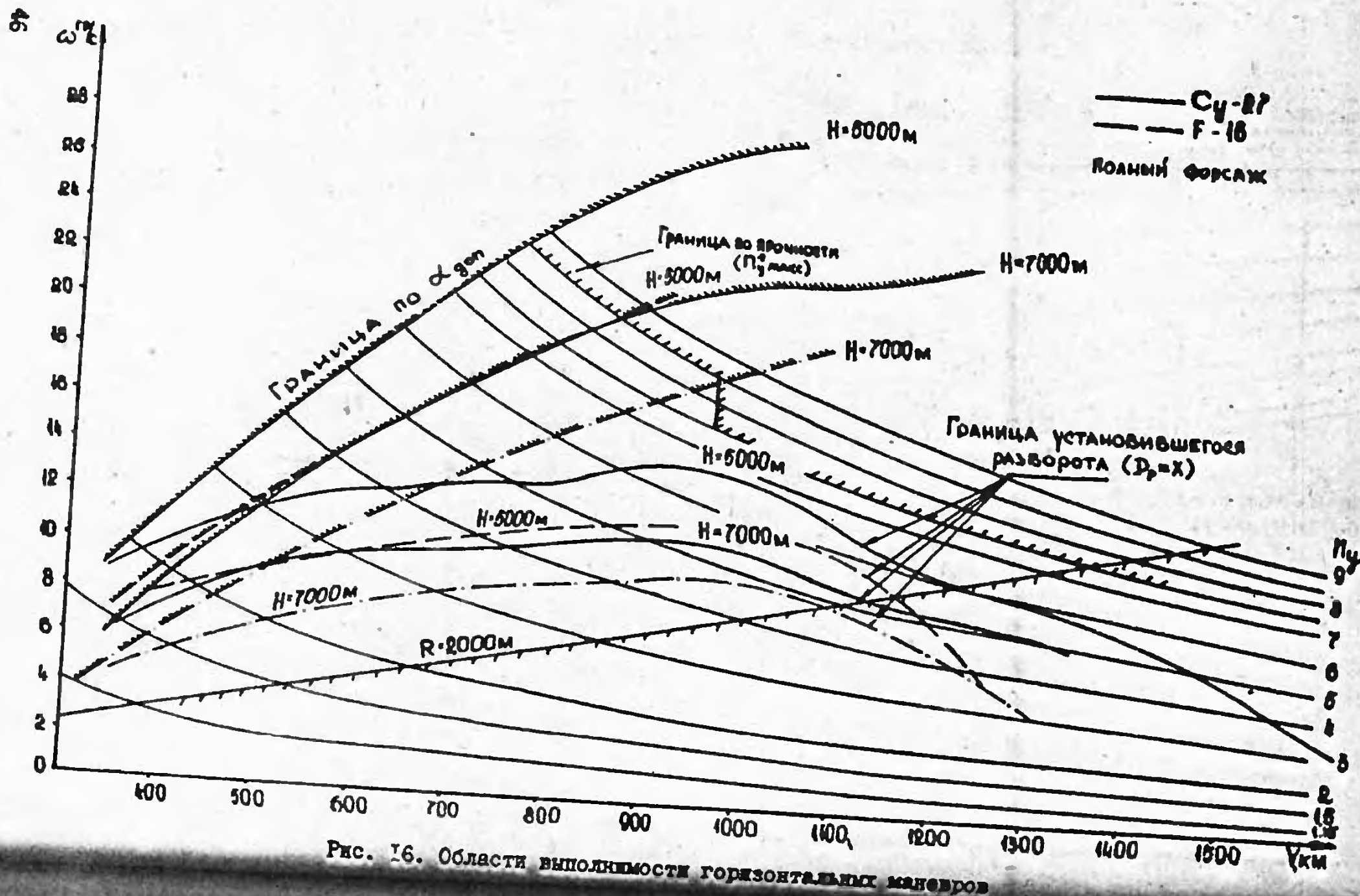


Рис. 16. Области выполнимости горизонтальных маневров

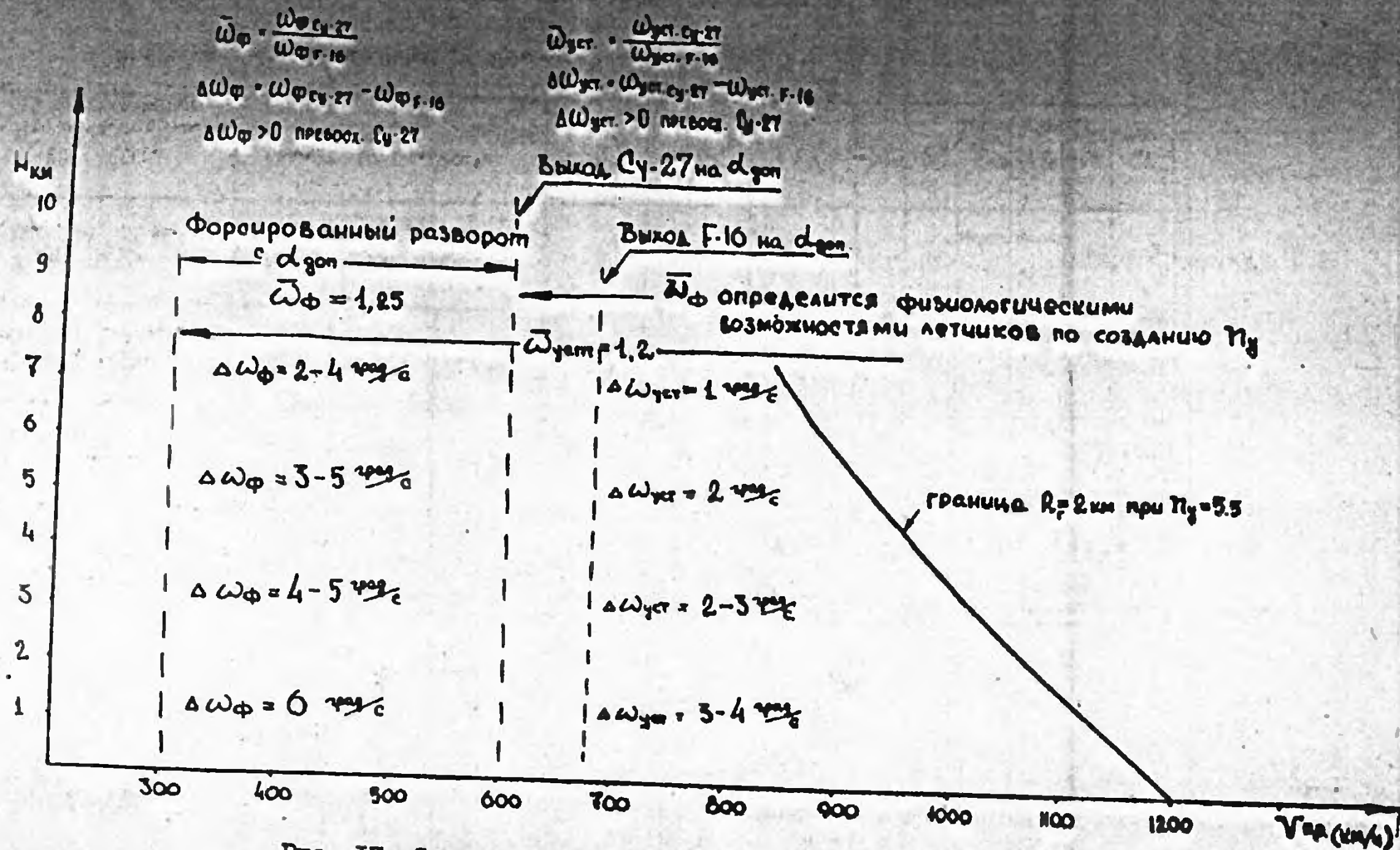


Рис. 17. Соотношение угловых скоростей Cy-27 и F-16

Боевая загрузка
 Су-27: 2 × К-73 + 2 × К-27
 F-16: 4 × Супер-Сайдо



Области	Критерии сравнения	По кратковременному энергичному маневрированию			По длительному установившемуся маневрированию			По разгону и энергетической скороподъемности					
		П _{ур}	Ш _{фор}	ΔШ _{фор}	П _{уст}	Ш _{уст}	ΔШ _{уст}	ΔП _{хр}		ΔШ _{хр}		ΔV _y ²	
								П _{у-3}	П _{у-5}	П _{у-3}	П _{у-5}	П _{у-3}	П _{у-5}
I	H · 200 · 5000 м V _{вп} · 300 · 700 км/ч	+25%	+25%	+5%	+20%	+20%	+3%						
II	H · 6000 · 7000 м V _{вп} · 300 · 700 км/ч	+25%	+25%	+4%	+20%	+20%	+2%	0.2	0.25	7 м/с за 1 сек	9 м/с за 1 сек	30 м/с	60 м/с
III	H · 200 · 7000 м V _{вп} · 700 · 900 км/ч	Равные возможности по П _{у макс}			+20%	+20%	+2%	0.2	0.25	7 м/с за 1 сек	9 м/с за 1 сек	40 м/с	70 м/с
IV	H · 200 · 7000 м V _{ог} V _{вп} · 850 · 900 км/ч до V _{уст} · 1200 км/ч	Равные возможности по П _{у макс}			+20%	+20%	+(1÷2)%	0.22	0.25	8 м/с за 1 сек	9 м/с за 1 сек	50 м/с	60 м/с
					+20%	+20%	+1%	0.25	0.2	9 м/с за 1 сек	7 м/с за 1 сек	90 м/с	60 м/с

Примечание: "+" — это выигрыш, "-" — проигрыш

Рис. 18. Области зоркости

Примечание: .. - это выигрыш, ... - проигрыш

Рис. 18. Области заделки и ведения маневренных воздушных боёв на полном форсаже самолётов Су-27 и F-16

4-3186C

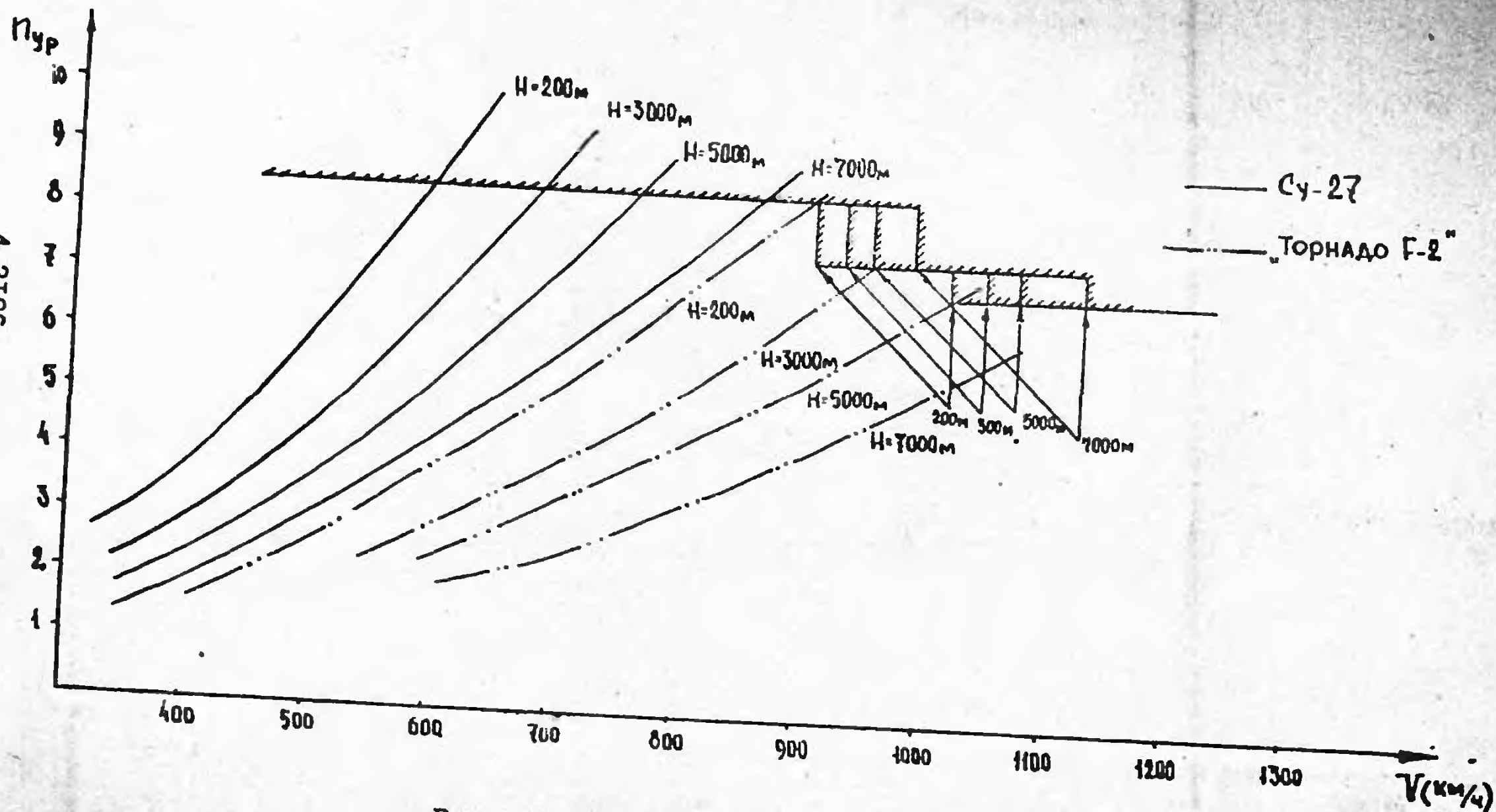


Рис. 19. Располагаемые перегрузки Су-27 и "Торнадо F-2"

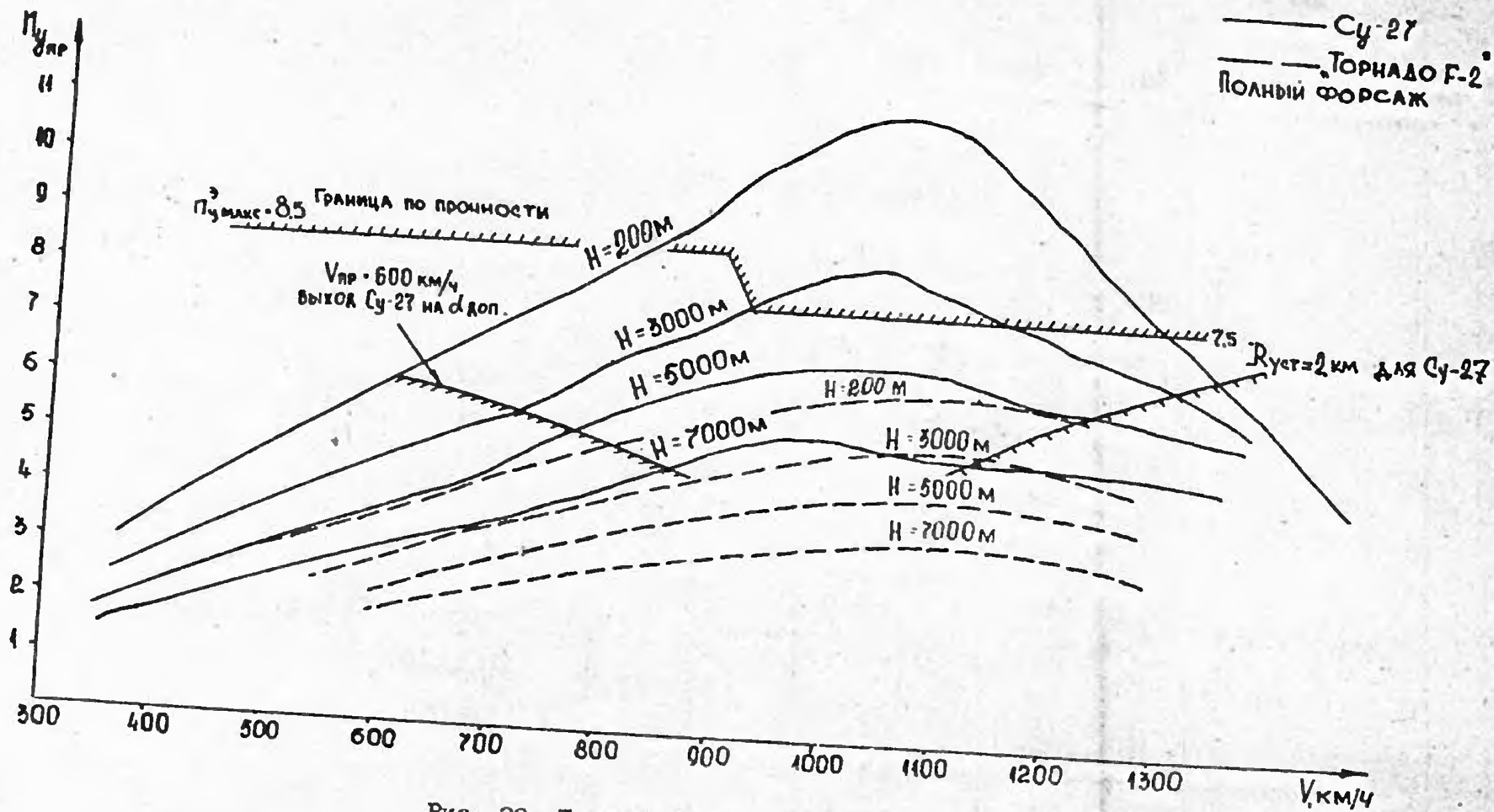


Рис. 20. Предельные по тяге перегрузки

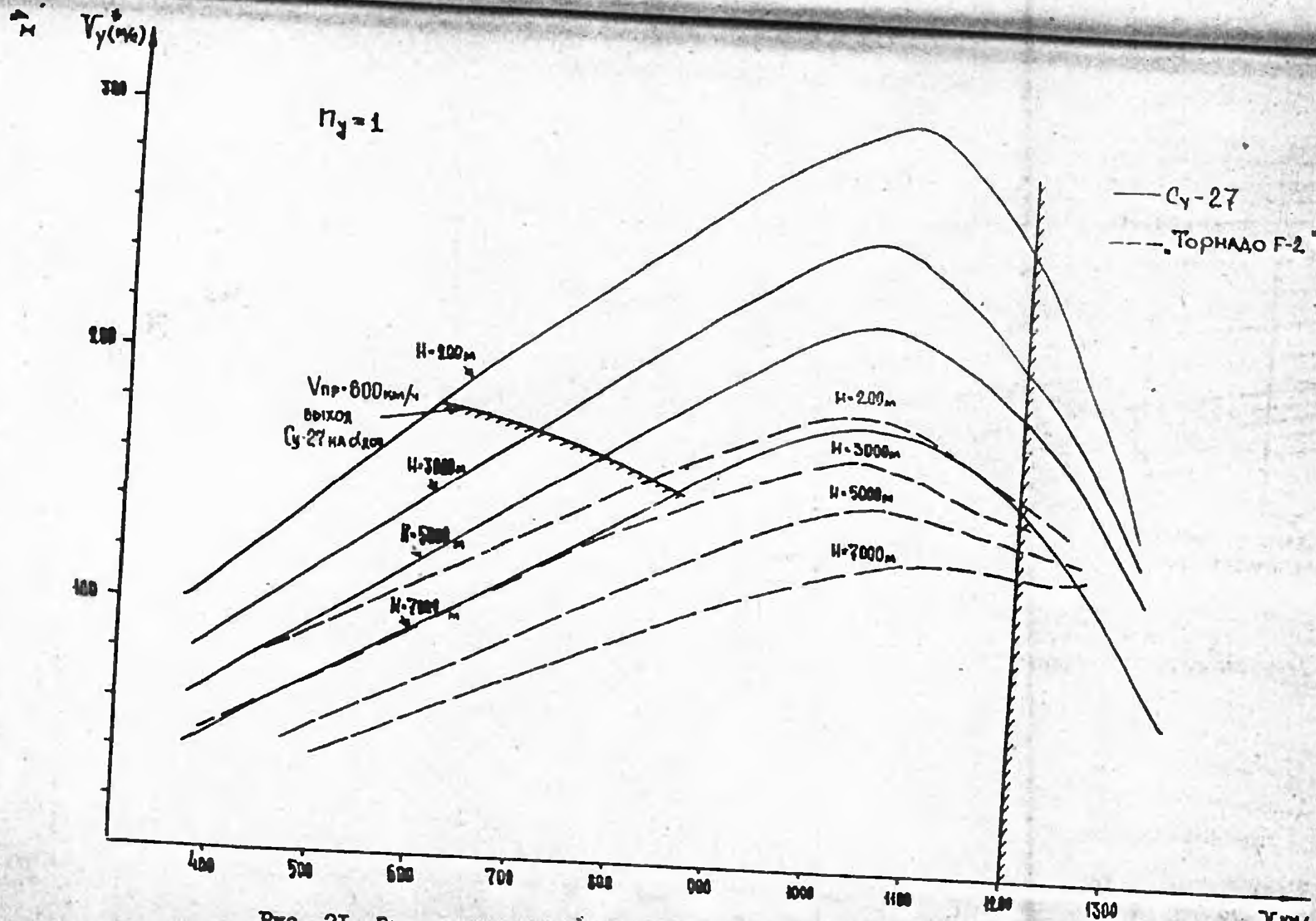


Рис. 21. Энергетические скороподъемности Су-27 и "Торнадо F-2" на "ПФ"

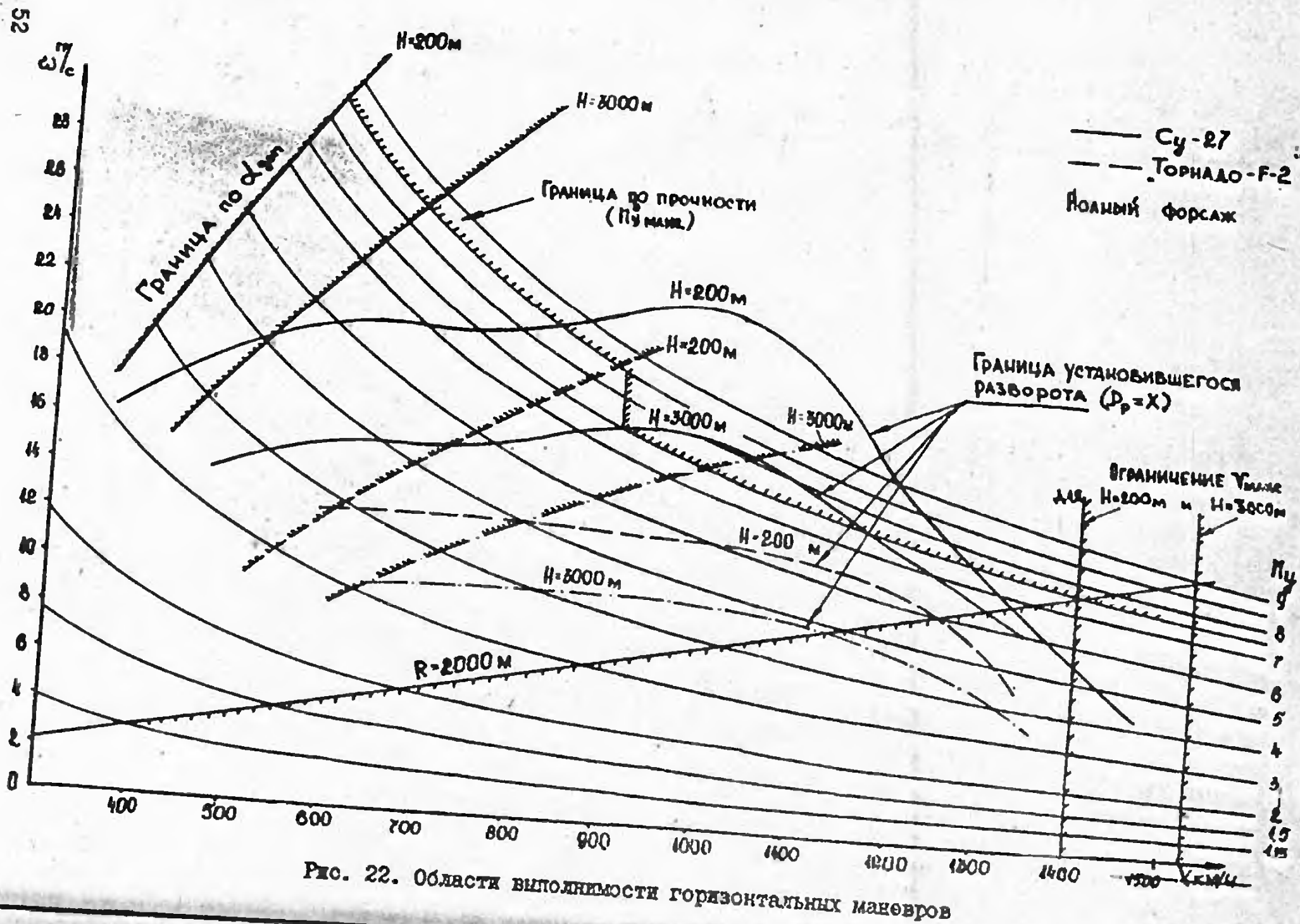


Рис. 22. Области выполнимости горизонтальных маневров

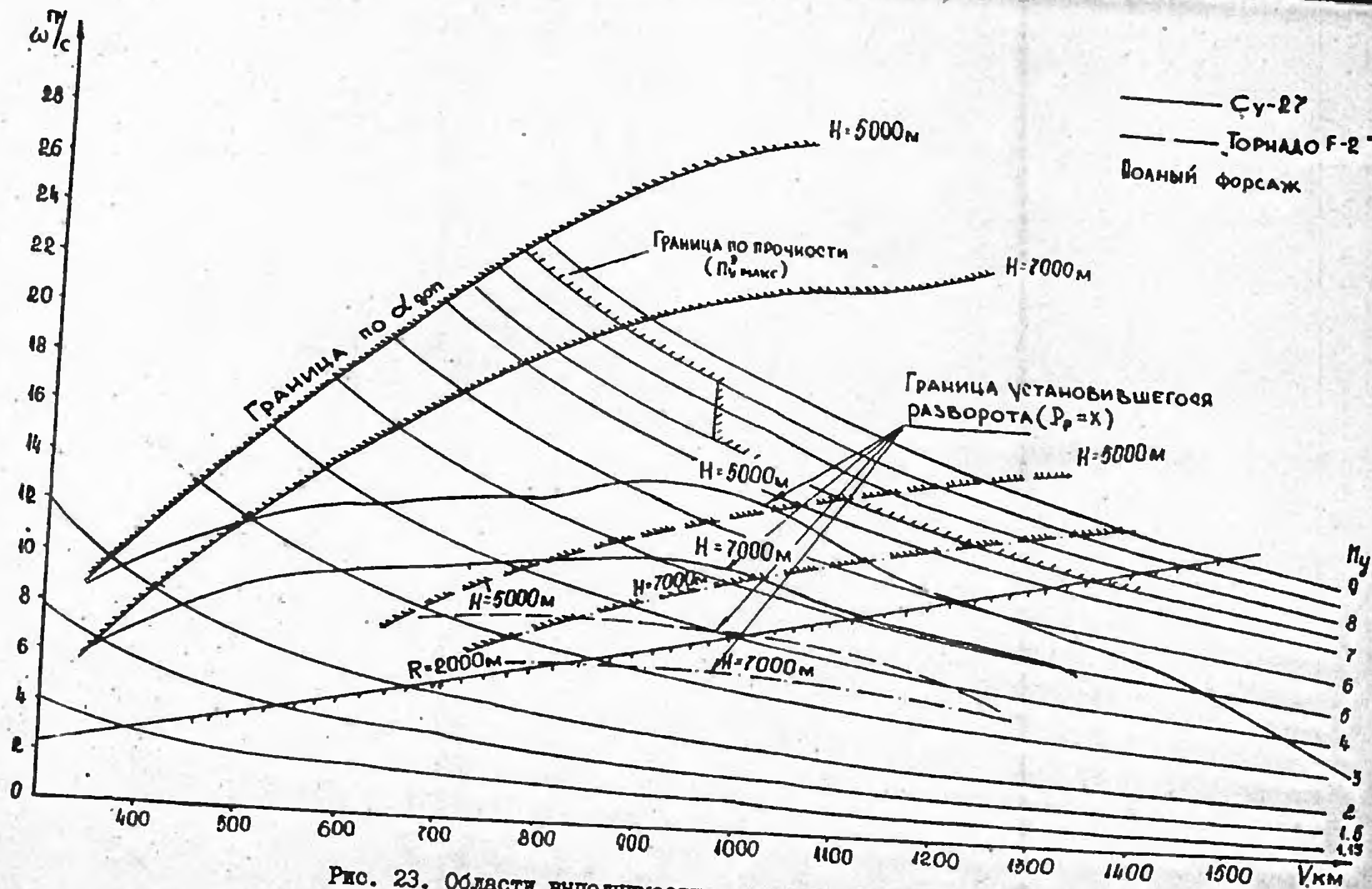


Рис. 23. Области выполнимости горизонтальных маневров

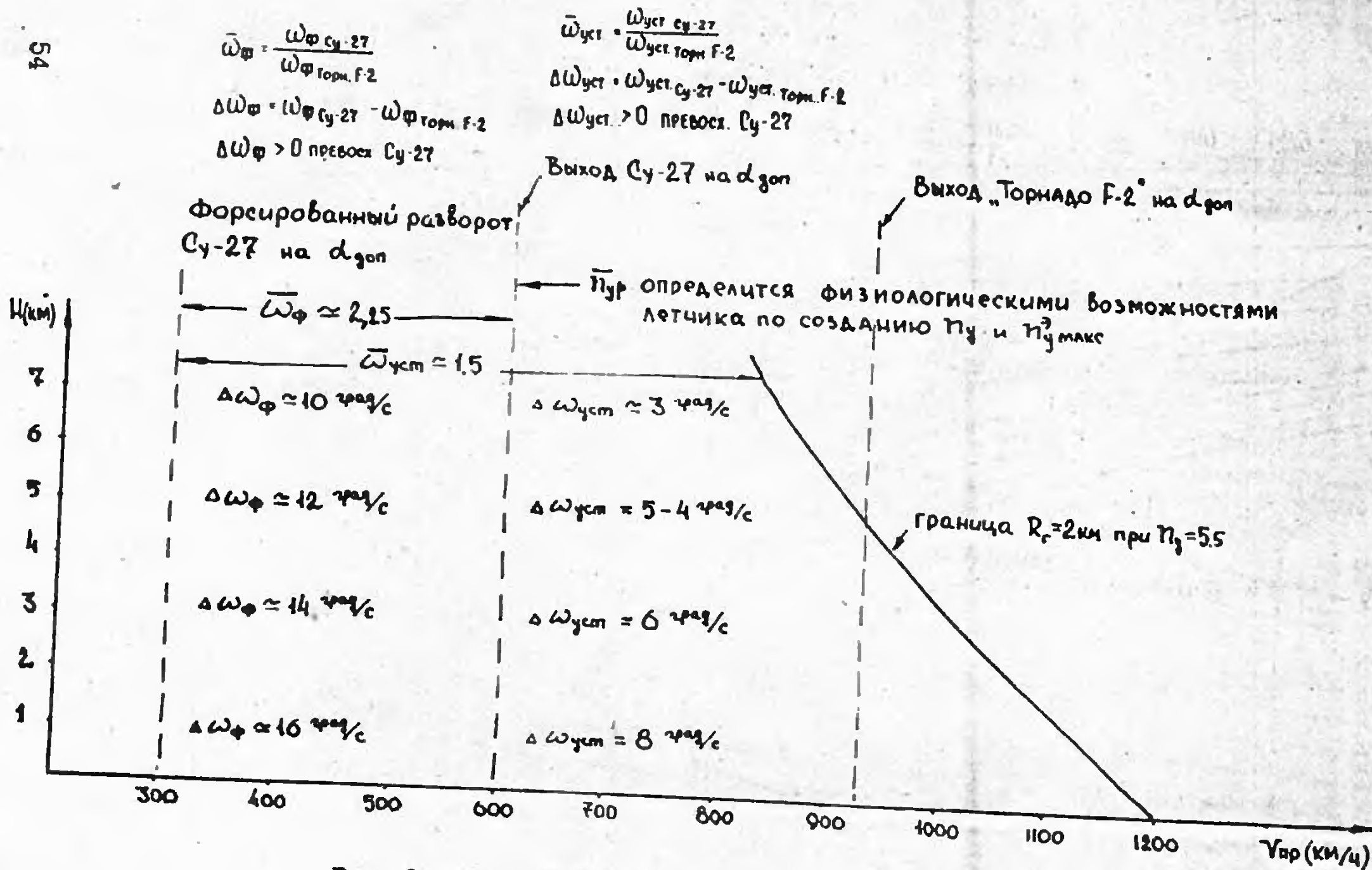
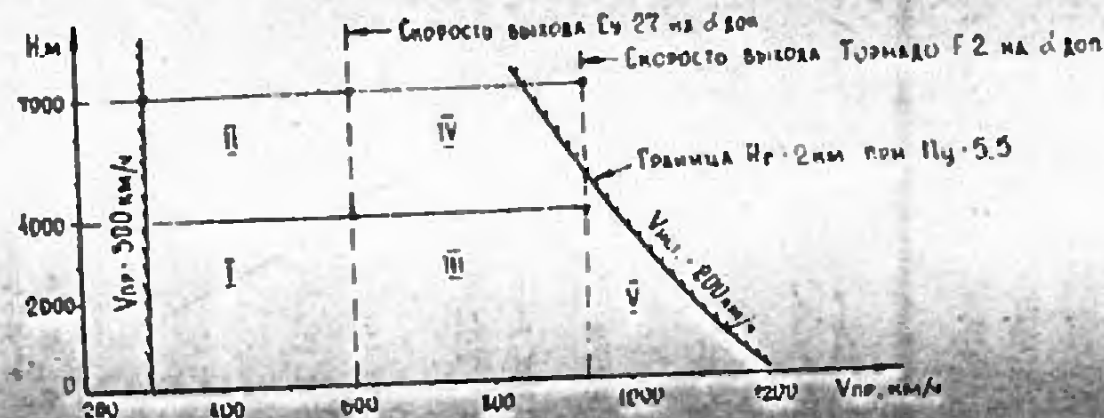


Рис. 24. Соотношение угловых скоростей Су-27 и "Торнадо F-2"

БОЕВАЯ ЗАРЯДКА
 Су-27: 2 • К-73 • 2 • К-27
 Тornado F-2: 4 • Скай Флаш
 2 • Сайдинггер



Область	Критерии сравнения	По кратковременному энергичному маневрированию			По длительному устойчивому маневрированию			По разгону и энергетической скороподъемности					
		$\Pi_{ур}$	$\bar{\omega}_{фop}$	$\Delta \bar{\omega}_{фop}$	$\Pi_{ч.до}$	$\bar{\omega}_{уст}$	$\Delta \bar{\omega}_{уст}$	$\Delta \Pi_{зр}$		δj_{z0}		δV_y^a	
								$\Pi_{y.1}$	$\Pi_{y.5}$	$\Pi_{y.1}$	$\Pi_{y.5}$	$\Pi_{y.1}$	$\Pi_{y.5}$
I	H 200-4000 м $V_{пр} = 500-800$ км/ч	+225	+225	+15%	+50%	+50%	+6%	0.35	0.55	+7%	+20%	70	105
II	H 4000-7000 м $V_{пр} = 500-600$ км/ч	+225	+225	+10%	+50%	+50%	+4%	0.2	0.5	+7%	+18%	45	110
III	H 200-4000 м $V_{пр} = 500-425$ км/ч	По мере уменьшения $V_{пр}$ от 500 км/ч до 400 км/ч показатели уменьшаются		+15%	+50%	+50%	+6%	0.35	0.5	+12%	+18%	100	140
IV	H 4000-7000 м $V_{пр} = 600-425$ км/ч			+10%	+50%	+50%	+4%	0.2	0.4	+7%	+15%	60	120
V	H 200-5000 м $V_{пр} > 425$ км/ч	Равные возможности по $\Pi_{y.макс}$			+50%	+50%	+4%	0.3	0.5	+10%	+10%	90	80

ПРИМЕЧАНИЕ: "+" - это выигрыш

Рис. 25. Области завязки и ведения маневренных воздушных боёв на полном форсаже самолетов Су-27 и "Тornado"