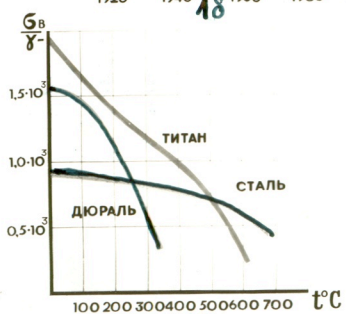
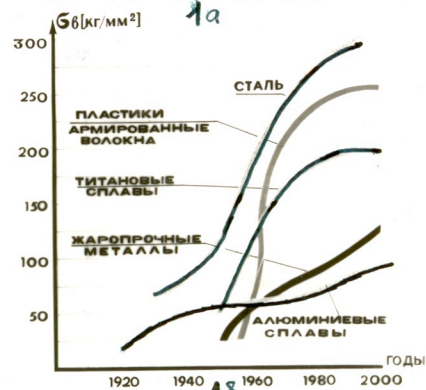
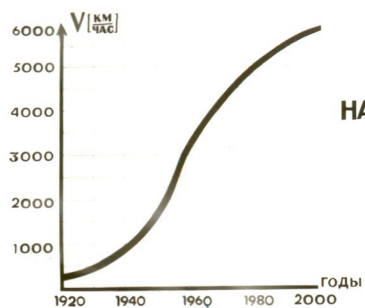
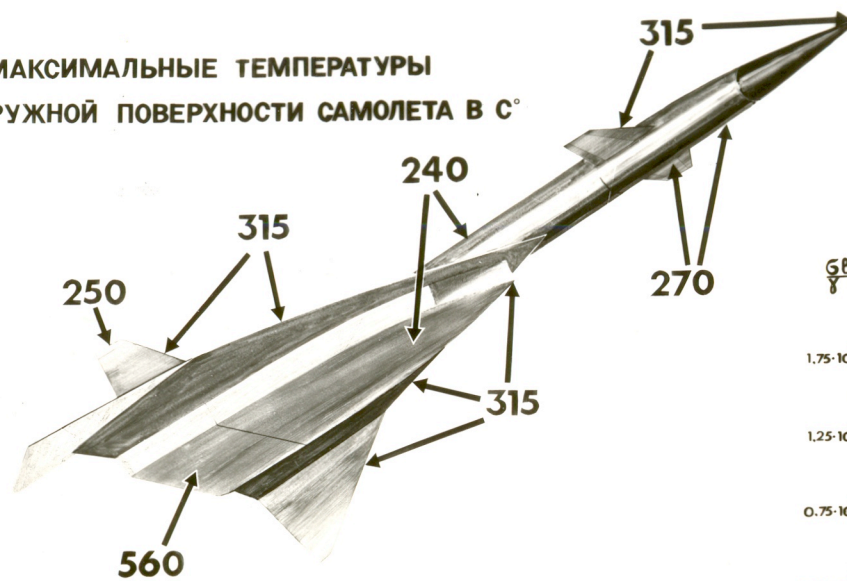


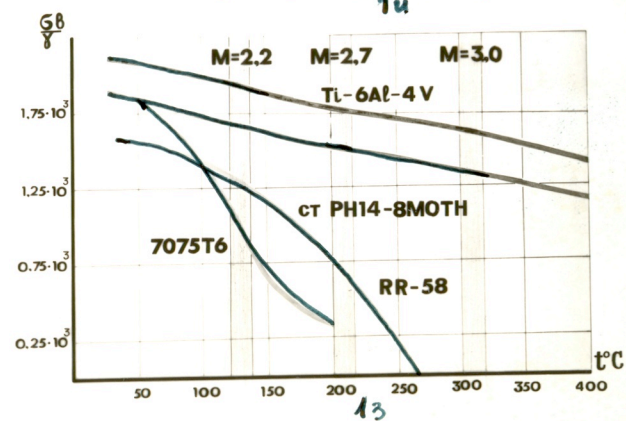
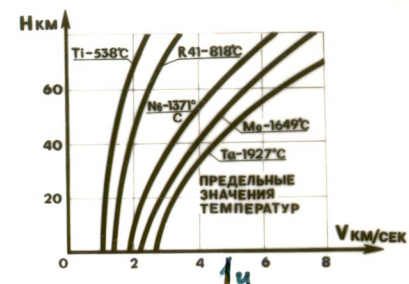
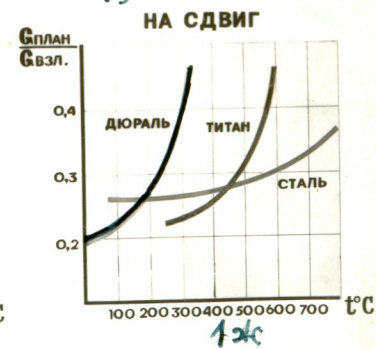
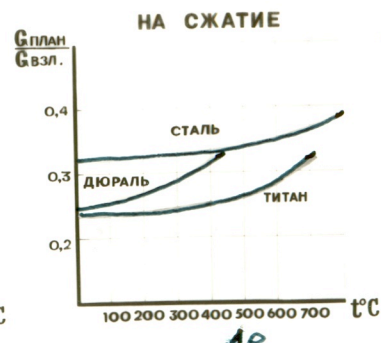
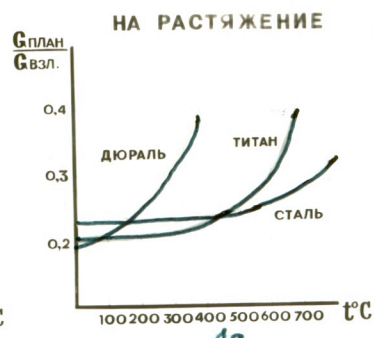
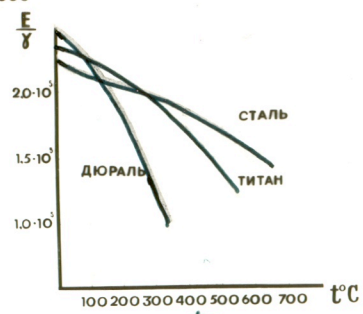
РАЗРАБОТКА НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ  
ПОЛУЧЕНИЯ ВЫСОКОНЕСУЩИХ ТОНКОСТЕННЫХ  
КОНСТРУКЦИЙ СОВРЕМЕННЫХ ДЕТАЛЕЙНЫХ АППАРАТОВ  
ИЗ ЛИСТОВЫХ МАТЕРИАЛОВ

# ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ВЫБОРУ ОСНОВНЫХ МАТЕРИАЛОВ

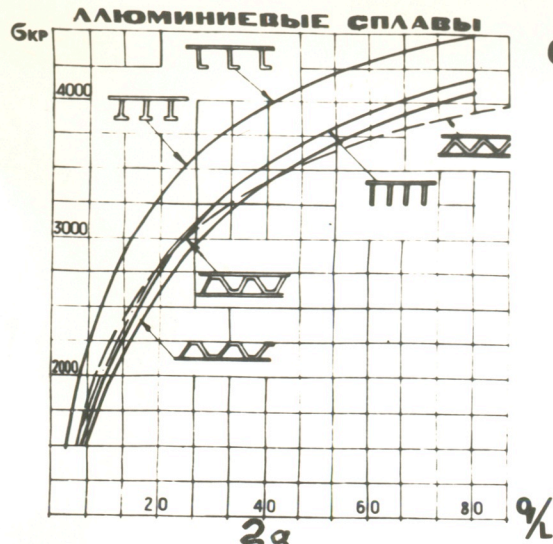
МАКСИМАЛЬНЫЕ ТЕМПЕРАТУРЫ  
НА НАРУЖНОЙ ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТА В С°



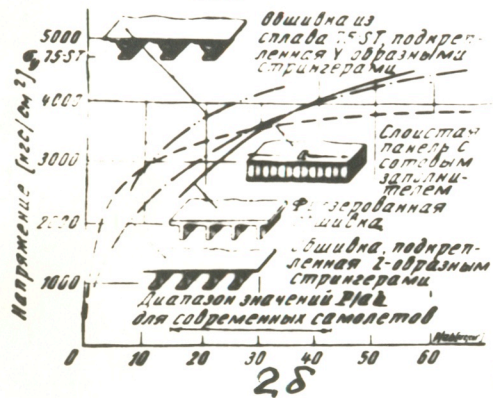
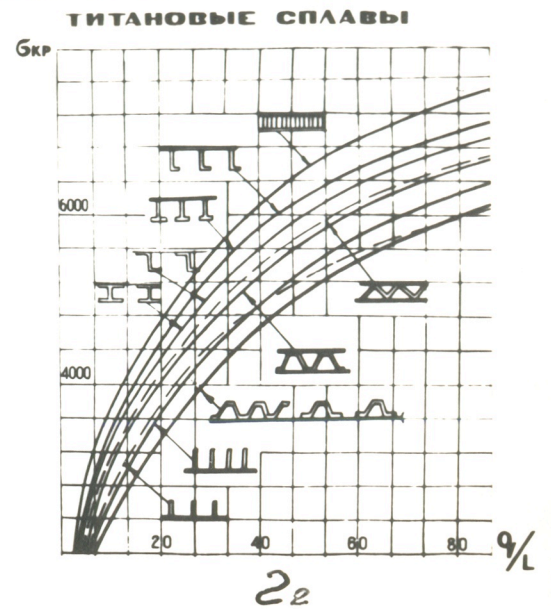
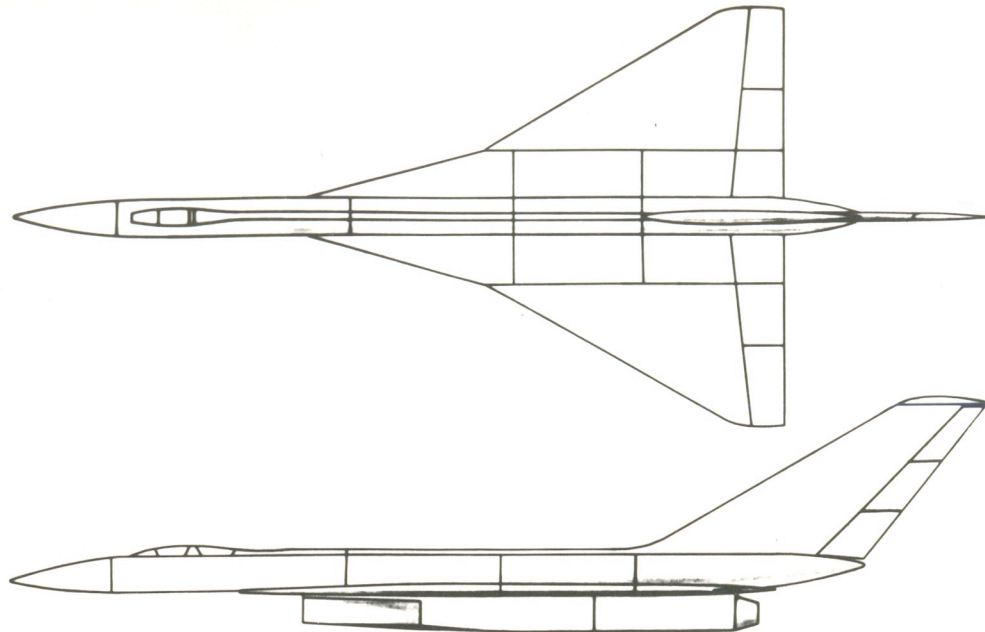
$\sigma_b$  и  $E$  [кг/см²];  $\gamma$  [гр/см³]





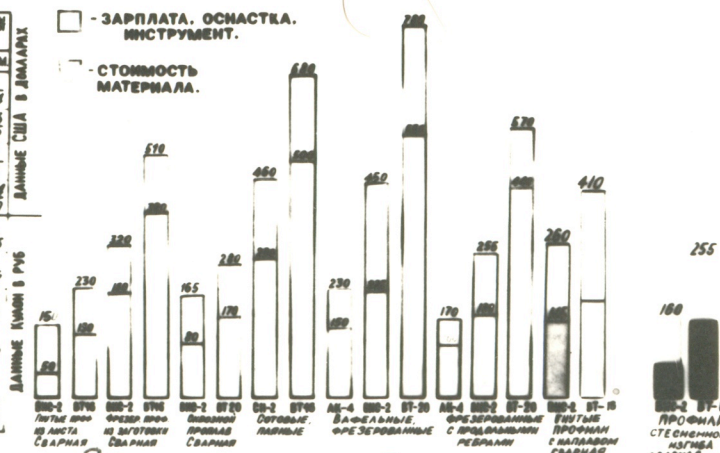


## СРАВНЕНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ РАЗЛИЧНЫХ ПАНЕЛЕЙ



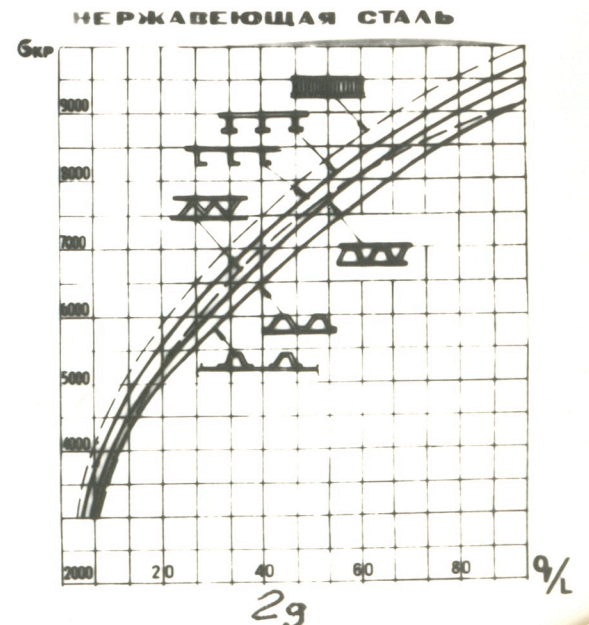
## СРАВНИТЕЛЬНАЯ СТОИМОСТЬ 1 м<sup>2</sup> ПАНЕЛИ

№ КОНСТРУКЦИИ	СТОИМОСТЬ 1 м <sup>2</sup> ВЕС 1 м <sup>2</sup> В КГ		
	СТАЛЬ	ТИТАН	АЛЮМИН
1	1870	-	177
2	14,9	-	22,4
3	1333	1888	666
4	17,4	13,0	16,2
5	1071	1444	611
6	17,6	13,5	17,9
7	1510	2111	744
8	19,0	14,3	17,9
9	460	680	36
10	15,7	13,0	20,6
11	320	520	80
12	16,9	13,5	16,7
13	320	520	80
14	16,3	13,0	16,7
15	150	230	65
16	17,9	14,8	14,9
17	165	280	-
18	17,9	14,8	-
19	25,6	720	250
20	16,8	14,3	17,8



Относительные веса работающих на сжатие панелей различной конструкции при коэффициенте нагрузки  $P/E\delta^2 = 1 \cdot 10^{-3}$

2б





## В В Е Д Е Н И Е

Развитие авиационных и космических аппаратов, характеризующееся повышением прочности и жаростойкости конструкций, наряду с увеличением их размеров и сложности, вызвало появление новых технологических процессов и новых технологических проблем. Дальнейшее улучшение летно-технических характеристик современных летательных аппаратов, переход на высокие сверхзвуковые, гиперзвуковые и космические скорости полета и соображения экономичности эксплуатации потребовали более глубокой проработки всего комплекта противоречивых требований и коренным образом изменили конструкцию летательных аппаратов.

Традиционные алюминиевые сплавы уступают место стали, титану и жаропрочным сплавам. При этом уровень современной технологии занимает особое место и часто является определяющим.

Поэтому ведущие зарубежные фирмы США, Франции, Англии и ФРГ; наши опытные конструкторские бюро, научно-исследовательские институты оборонных отраслей и Академии наук уделяют все большее внимание научным исследованиям и опытно-конструкторским разработкам по обеспечению создания летательных аппаратов из новых материалов с высокой весовой отдачей.

В ближайшее десятилетие можно ожидать появление новых высокопрочных сплавов с пределами прочности на растяжение до 250-280 кг/мм<sup>2</sup> (фиг. 1<sup>0</sup>), применение и освоение которых позволит создавать летательные аппараты с еще более высокой весовой отдачей.

В производстве переход на новые материалы и новый вид конструкций вносит значительные изменения в методы и средства производства и вызывает необходимость изыскания и разработки новых технологических процессов.



Все хорошо отработанные и освоенные операции для алюминиевых сплавов и особенно по заготовительно-штамповочным работам, для новых стальных и титановых сплавов, требуют дальнейшего освоения и совершенствования.

На Научные исследования, проведение экспериментальных и опытных работ по освоению новых материалов, принципиально новых конструктивных решений и новых технологических процессов, на каждое новое изделие затрачиваются миллионы человеко часов, достигающие 20-25% от общей трудоемкости создания изделия.

В течении последних 30 лет, алюминиевые сплавы были основными конструкционными материалами для самолетов всех типов и обеспечивали получение самой легкой и надежной конструкции до  $2,3 + 2,5$  скоростей звука. С ростом скоростей полета более  $2,7$  М и значительным ростом температур на наружных поверхностях обшивки летательных аппаратов (рис. I) конструктор особенно озабочен правильным выбором и использованием новых высокотемпературных и высокопрочных материалов, которые он мог бы наиболее экономично применить для внешней поверхности самолета, где самые высокие рабочие напряжения.

Высокие температуры нагрева обшивки летательного аппарата обуславливают необходимость применения теплостойких материалов. Увеличение несущей способности конструкции в этих условиях, могут обеспечить новые высокопрочные нержавеющие стали и термоупрочняемые титановые сплавы. Причем особое внимание надо уделить титановым сплавам, так как их потенциальное преимущество перед дюралюминием и сталью хорошо видно из графиков рис. I<sup>B</sup> и I<sup>T</sup> зависимости удельной прочности от температуры испытания.

С применением же термоупрочняемых титановых сплавов может быть обеспечена значительная экономия веса не только сверхзвукового но и дозвукового самолета.



На графиках рис. 1<sup>д, е, ж</sup> даны зависимости относительного веса конструкции от температуры при различном нагружении, из которых видно, что наиболее выгодными по весовой отдаче (в интервале эксплуатационных температур от 160° до 400 ± 450°С) являются титановые сплавы, а при более высоких температурах нержавеющей стали.

С применением титановых сплавов и высокопрочных нержавеющей сталей перед конструктором и технологом встали сложные задачи получения новых конструктивных решений и новых технологических процессов, обеспечивающих создание высоконагруженных силовых конструкций из этих материалов и получения веса конструкции планера в пределах 30% от взлетного веса, которое традиционно обеспечивалось сплавами из алюминия.

Целым рядом теоретических и экспериментальных исследований в СССР и за рубежом доказано, что наиболее рациональной конструкцией, обеспечивающей прочностные и жесткостные характеристики при наименьшем весе, является кесонная конструкция, состоящая из панелей, хорошо воспринимающих изгиб, кручение и давление. Были проведены научно-исследовательские и экспериментальные работы в результате которых выбраны основные геометрические параметры панелей каркаса планера.

Конструкция панелей всех типов выбиралась из условия работы ее элементов на местную потерю устойчивости и на общую потерю устойчивости, всей панели, как широкой стойки по Эйлеру.

Из условий местной и общей равноустойчивости, под заданную нагрузку, определялись оптимальные размеры полученных сечений и длины панелей. Были спроектированы, изготовлены и проведены сравнительные испытания панелей из алюминиевых, титановых и стальных сплавов следующих видов:

- ребристые панели вафельного типа, изготовленные методом фрезерования из плит с толщинами полотна, продольных и поперечных ребер

от 1,5 до 2 мм.;

ПОСЛ. ПРОВ. 1-1-1948  
И вх. № 2632с-84



- панели из обшивок подкрепленных прессованными профилями нескольких типо-размеров;
- панели подкрепленные профилями закрытого сечения и гофром изготовленных гибкой с радиусами  $R \gg 3\delta$ ;
- трехслойные панели с сотовыми заполнителями и заполнителями в виде профилей и гофра изготовленных гибкой с радиусами  $R \gg 3\delta$ .

По результатам сравнительных статических испытаний более 600 панелей, построены графики рис. 2<sup>а,г,д</sup> и рис. 6.

Из этих графиков и близким к ним американским данным рис. 2<sup>б,в</sup>; видно, что вафельные панели, полученные фрезерованием, панели с обшивкой, подкрепленной прессованными профилями, и трехслойные панели с заполнителями имеют более высокие критические напряжения, чем панели в виде обшивок, подкрепленных гнутыми профилями и гофром. В тоже время, несмотря на более низкие критические напряжения, панели, подкрепленные гнутыми профилями и гофром, широко применяются в конструкциях современных летательных аппаратов, так-как имеют неоспоримое преимущество технологического порядка и более высокий ресурс, и не только конкурентноспособны со всеми другими видами панелей, но и находят в современных летательных аппаратах самое широкое применение.

На рис. 2<sup>е</sup> показан график сравнительной стоимости изготовления одного квадратного метра различного вида панелей, из которого видно что предпочтение следует отдать панелям, подкрепленным гнутыми профилями или гофром.

Однако профили, изготовленные из листа обычной гибкой, обладают и рядом недостатков, важнейшим из которых является меньшая несущая способность при работе на сжатие.

На рис. 4 показаны графики критических напряжений на сжатие в зависимости от геометрических параметров профиля при которых может происходить местная потеря устойчивости полок и стенок



Поэтому поискам повышения критических напряжений за счет уменьшения допустимого радиуса изгиба и получения утолщения зоны сгиба (т.е. получения профиля из листа с сечением близким к сечению прессованного профиля фиг. 5<sup>б</sup>) уделялось достаточно большое внимание из-за важности решения этого вопроса, а учитывая более высокую прочность листа по сравнению с прессованным материалом и универсальность техпроцесса изготовления гибких профилей, решение этой задачи приобретала еще большую важность и актуальность.

Одним из путей решения этого вопроса является разработанный нами метод стесненного изгиба.

С помощью этого метода получены высококонесущие профили типа фиг. 5<sup>б</sup>, у которых по сравнению с профилями обычногогиба фиг. 5<sup>а</sup> более жесткие углы за счет уменьшения радиусагиба и утолщения исходного материала по биссектрисе угла, что позволило получить более высокие критические напряжения на сжатие.

Из проведенных статических испытаний профилей всех трех видов при восприятии одной и той же сжимающей нагрузки  $P = 2200$  кг вес одного погонного метра прессованного профиля из Д16Т был равен 182 гр. профиля изготовленного стесненным изгибом 216 гр. и профиля полученного обычной гибкой 275 гр.

Т.е. профиль изготовленный методом стесненного изгиба тяжелее прессованного на 19% и легче обычного на 26%.

По результатам проведенных исследований и экспериментов выбраны основные геометрические параметры, различных профилей и гофра типа фиг. 5, для панелей каркасов планера из всех имеющихся и перспективных конструкционных материалов, применяемых в современном самолетостроении при создании новых летательных аппаратов.



54111  
 Спроектированы и изготовлены гибочно-прокатные стапы фиг. 6, 7, 8, 9. 10, изготовлены профили фиг. 11, сварены панели фиг. 12, 13.

Проведены статические испытания более 600 панелей, фиг. 14, натуральных отсеков крыла, оперения, фюзеляжа и изделий в целом, в том числе на повторные нагрузки и динамические испытания. Получены высокие прочностные и весовые характеристики близкие к расчетным и построены графики фиг. 15, 16, 17, 18, 26

панелей и профилей из материалов Д16Т; В95Т; ОТ4-1; ОТ-4; ВТ-16; ВНС-2, ВНС-2Н и средних напряжений в них построены зависимости

=  $(\sigma/\sigma)$  фиг. 19 и 20, позволившие сделать следующие основные выводы:

а) Характер изменения кривых в относительных величинах практически не зависит от марки исследованных нами материалов;

б) На основании выявленной закономерности можно построить графики зависимости  $\sigma = (\sigma)$  местной потери устойчивости для новых конструкционных материалов (по их физико-механическим характеристикам) без проведения большого объема дополнительных экспериментально-исследовательских работ;

в) Построенные графики для Д16Т; ОТ4-1 и ВНС-2 фиг. 16, 17 и 18 обеспечивают выбор оптимальных размеров любого элемента профиля входящего в силовую конструкцию и является необходимым пособием конструктора и прочниста.

Указанные испытания и теоретические исследования позволили обеспечить создание принципиально новой высоко-технологической конструкции планеров самолетов из алюминиево-литиевых сплавов, высокопрочных титановых сплавов и нержавеющей сталей. Панели, подкрепленные профилями изготовленными стесненным изгибом, внедрены на АНПК "МИГ" имени А.И. Микояна, АНПК имени П.О. Сухого, Научно-производственном объединении "Молния", Тушинском машино-



строительном заводе, Авиационном комплексе имени С.В. Ильюшина.

При проектировании современных и перспективных летательных аппаратов, превышающих по своим летно-техническим характеристикам лучшие предыдущие образцы, еще большее значение приобретают вопросы получения более высокой весовой отдачи, увеличения ресурса и более высокой жесткости конструкции, которую можно получить из новых перспективных высокопрочных материалов. Но как правило такие материалы имеют низкую пластичность и ударную вязкость.

Внедрение таких материалов в реальные конструкции перспективных летательных аппаратов возможно только с помощью метода стесненного изгиба.

Области возможных применений профилей и гофров, изготовленных этим методом, хорошо видны из таблицы № I и позволяют оценить эффективность его использования в конструкциях различных летательных аппаратов.

I). На примере планера <sup>пассажирского</sup> широкофюзеляжного самолета, ресурс которого должен быть не менее <sup>25-30</sup> 50-60 тыс. летных часов. Клеесварные и клепанные панели таких самолетов из катанных листов, подкрепленных пресованными профилями, не отвечают этому условию, даже если они выполнены оптимальными по весовым и прочностным характеристикам, так как ресурс таких панелей лимитируется низким ресурсом пресованных профилей (предел усталости и коррозионное растрескивание под напряжением, для пресованного профиля заметно ниже катанного).

Для получения нужных показателей ресурса, приходится сознательно завышать сечение пресованных профилей и как следствие проигрывать в весе конструкции.

Замена пресованных профилей, профилями полученными свободной гибкой, не решает этой проблемы вследствие ~~низких~~ критичес-



Области применения и эффективность использования профилей и гофров, изготовленных стесненным изгибом, в конструкциях летательных аппаратов

Показатели экономического эффекта при замене элементов конструкции	Агрегаты летательного аппарата			
	Фюзеляж самолета, корпус ракеты, дирижабля, экранолета	Несущие конструкции пола самолетов	Крыло и органы устойчивости и управления самолетов и экранолетов	Выходной направляющий аппарат, компрессор, турбина
Элемент конструкции профиль или гофр	Каркас со стрингерным набором профилей или гофров в сочетании с обшивкой	Поперечный и продольный набор панелей с подкрепляющим элементом	Трехслойные тонкостенные панели с несущей обшивкой. Обшивка, подкрепленная профилями или гофрами	Кольцевые детали
Снижение массы	4 ÷ 5%	5 ÷ 6%	4 ÷ 5%	-
Увеличение ресурса	в 1,5-2 раза	в 1,5-2 раза	в 1,5-2 раза	-
Повышение КИМ (коэф. использования материалов)	в 1,5-2 раза	в 1,5-2 раза		в 2 раза
Снижение трудоемкости	в 1,5-2 раза	в 1,2-1,3 раза		в 1,2-1,3 раза

1. Увеличение ресурса пассажирских, в том числе широкофюзеляжных самолетов до 50 - 60000 часов.
2. Снижение массы самолетов - истребителей на 200-300 кг даст экономический эффект и заметное улучшение летно-технических характеристик.
3. Снижение массы экранолетов и широкофюзеляжных самолетов на 1500 ÷ 2000 кг даст еще более значительный экономический эффект эксплуатации при многолетней эксплуатации их.



ких напряжений на сжатие. Решение этой проблемы можно осуществить с помощью профилей <sup>полученных изгибом</sup> естественного изгиба, имеющих повышенную прочность и жесткость, и сохраняющих все преимущества катанного листа по ресурсу, что позволит снизить вес панелей таких самолетов до 2%. При весе планера 100 тонн, чистый выигрыш = 2 м тоннам позволит, за ресурс <sup>30</sup> 60000 летных часов при <sup>50</sup> рейсовой скорости 750 км/час, перевезти дополнительно 90 млн. тоннокилометров грузоперевозок и получить значительный экономический эффект.

2). Для боевых самолетов ресурс изделия, за время его морального старения, обычно не вырабатывается, поэтому снижение веса боевых самолетов является определяющим показателем и пресловутые профили с их выгодной геометрией и высокой статической прочностью полностью удовлетворили — бы конструктора.

Однако получение тонкостенных профилей из высокопрочных малопластичных материалов методом выдавливания до настоящего времени является технически не решенной задачей.

В этих случаях метод стесненного изгиба является единственным методом обеспечивающим решение этой проблемы.

С помощью этого метода можно получить снижение веса планера современных самолетов — истребителей изготовленных из новых высокопрочных титановых сплавов и нержавеющей сталей до 2% от взлетного веса, что позволит значительно улучшить летно-технические характеристики таких самолетов.

3). Комплексное внедрение метода стесненного изгиба в другие отрасли.

Серийное производство профилей с повышенной жесткостью, прочностью и ресурсом из листового материала возможно с помощью имеющихся на металлических заводах простых быстро перенастраиваемых гибочно-прокатных станков.



Освоение новых профилей в судостроительной, вагоностроительной, машиностроительной, автомобильной и в других отраслях позволит резко снизить их массу и значительно уменьшить материалоемкость выпускаемой продукции, что приведет к значительному изменению структуры проката.

Необходимо учесть также, что тонкостенные специальные и фасонные профили могут быть готовыми деталями, не требующими дальнейшей механической обработки, а следовательно, снизится расход металла, вес готовых машин и в конечном итоге улучшится коэффициент использования металла в целом.

В качестве примера в таблице № II приведена эффективность замены обшивочных конструкций на подкрепляющий набор профилей и гофров изготовленных стесненными изгибами для судостроения.

В случае применения и освоения таких профилей в строительстве взамен горячекатанного сортамента, имеющего низкую прочность, эта экономия увеличится еще более значительно.

Более высокая прочность и жесткость этих профилей обеспечит создание высоконесущих перекрытий, в 2 ;- 3 раза более легких по сравнению с существующими конструкциями из горячекатанного сортамента, а при небольшом легировании стальных сплавов эта разница увеличится еще в 1,5 - 2 раза.



Таблица II

Эффективность замены <sup>50</sup>ошибочных конструкций на подкрепляющий набор профилей  
и гофров изготовленных стесненным изгибом для судостроения

Показатели эффектив- ности	Надводные корабли			Подводные корабли			Суда на подводных крыльях и воздушной подушке		
	секции корпуса	надстройки и обрешет- ник	Крылья палубные и рул. конструк- ции	секции корпуса	надстройки и обрешет- ник	рул. кон- струкции	секции корпуса	надстрой- ки и об- решетник	крылья па- лубные и рул. кон- струкции
Снижение массы	4 ÷ 5%	6 ÷ 8%	5 ÷ 6%	-	3 ÷ 4%	4 ÷ 5%	8 ÷ 10%	6 ÷ 8%	5 ÷ 6%
Повышение ресурса	2 раза	-	2 раза	1,5 раза	-	1,5 раза	2 раза	-	1,5 раза
Повышение КИМ	0,97	0,97	0,96	0,97	0,97	0,96	0,95	0,95	0,95
Снижение трудоем- кости	-	-	3%	-	-	3%	-	-	3%



Эффективность замены обшивочных конструкций на подкрепляющий набор профилей и гофров изготовленных стесненным изгибом для морских судов

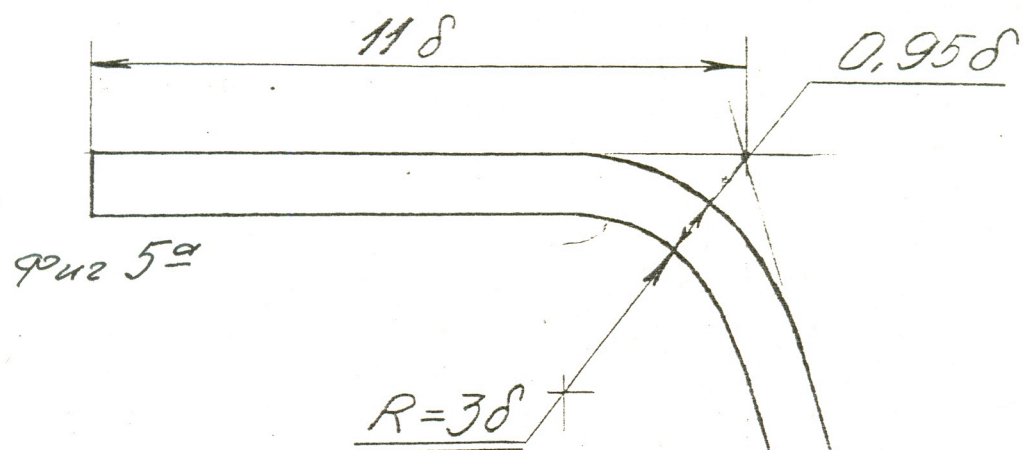
Показатели эффективности	Надводные корабли			Подводные корабли			Суда на подводных крыльях и воздушной подушке		
	секции корпуса	надстройки и обрешетник	крылья палубные и рул. конструкции	секции корпуса	надстройки и обрешетник	крылья палубные и рул. конструкции	секции корпуса	надстройки и обрешетник	крылья палубные и рул. конструкции
Снижение массы	4+5%	6 + 8%	5 + 6%	-	3 + 4%	4 + 5%	8 + 10%	6 + 8%	5 + 6%
Повышение ресурса	2 раза	-	2 раза	1,5 раза	-	-	2 раза	-	-
Повышение КИМ <sub>90</sub>	0,97	0,97	0,96	0,97	0,97	0,96			
Снижение трудоемкости	-	-	3%	-	-	3%	-	-	3%

Примечание: Соотношение между массой обшивок и каркасного набора силовых конструкций принято осредненным  $1/2 + 1/3$ .

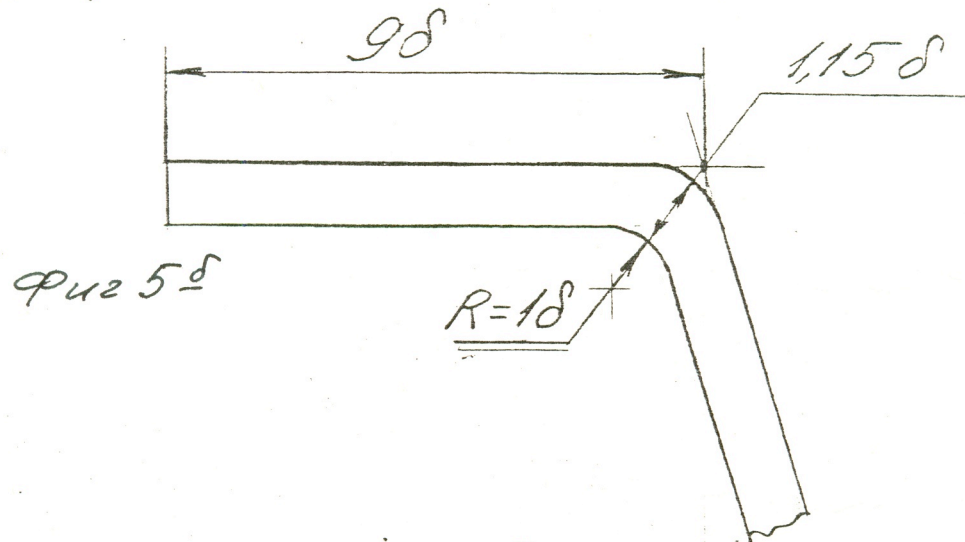
ПРЕДПРИЯТИЕ П/В А.1345  
И. в. о. д. № 283-8-84



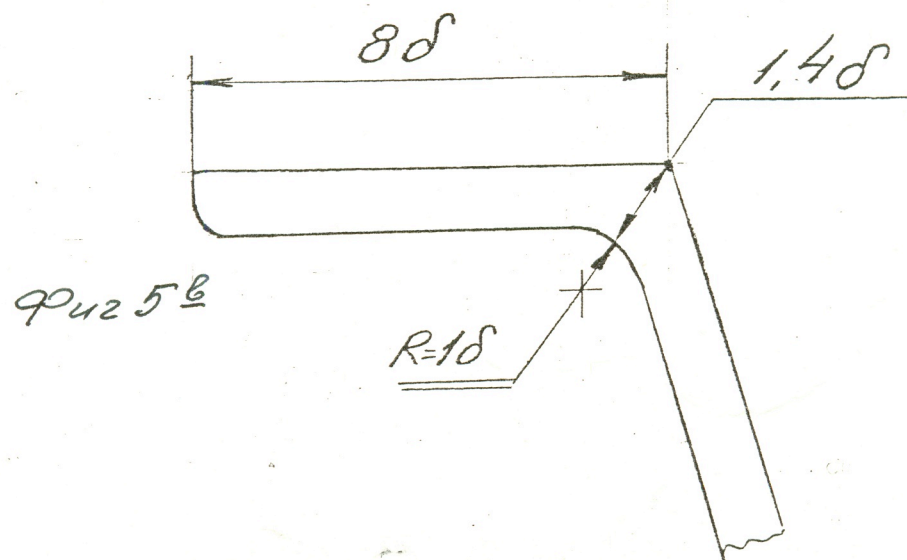
а. профиль обычного гйда



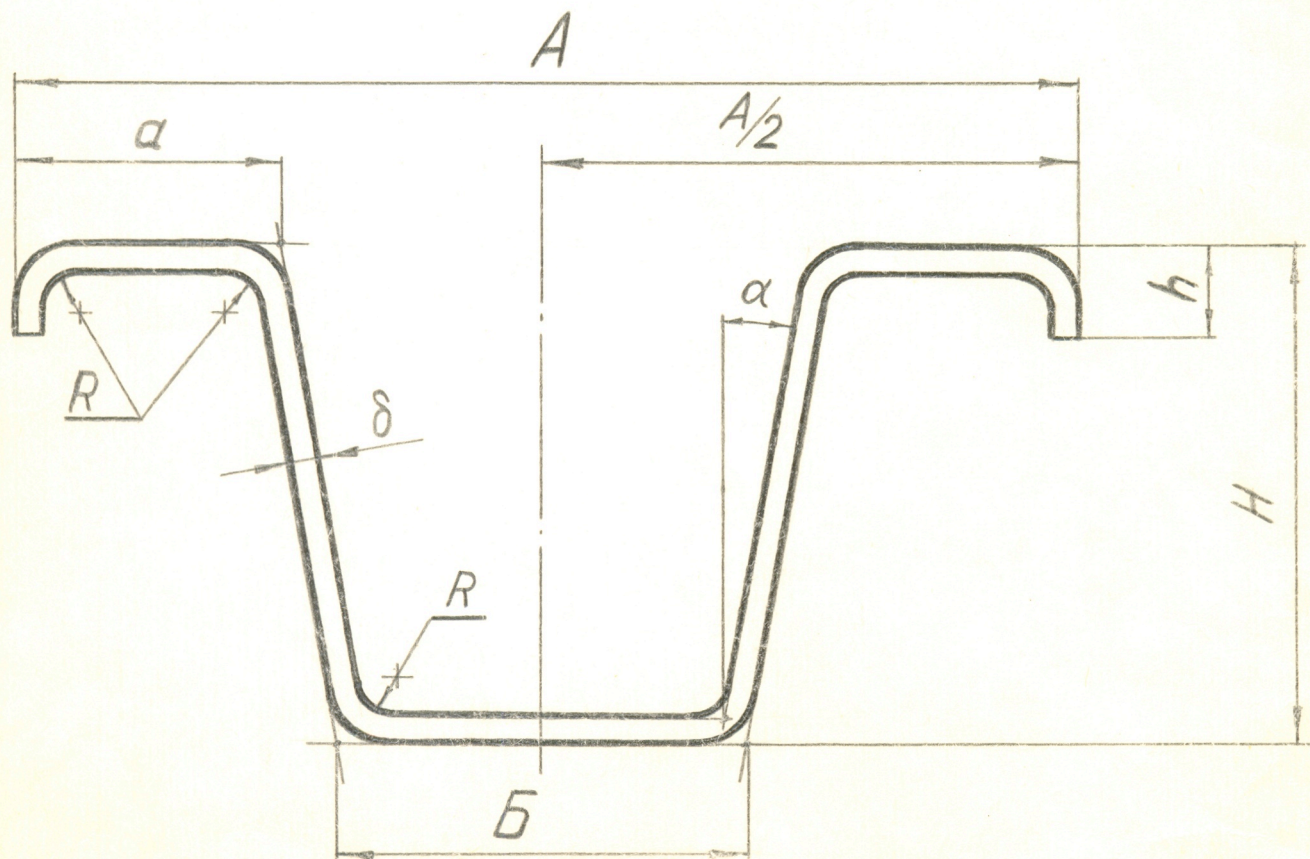
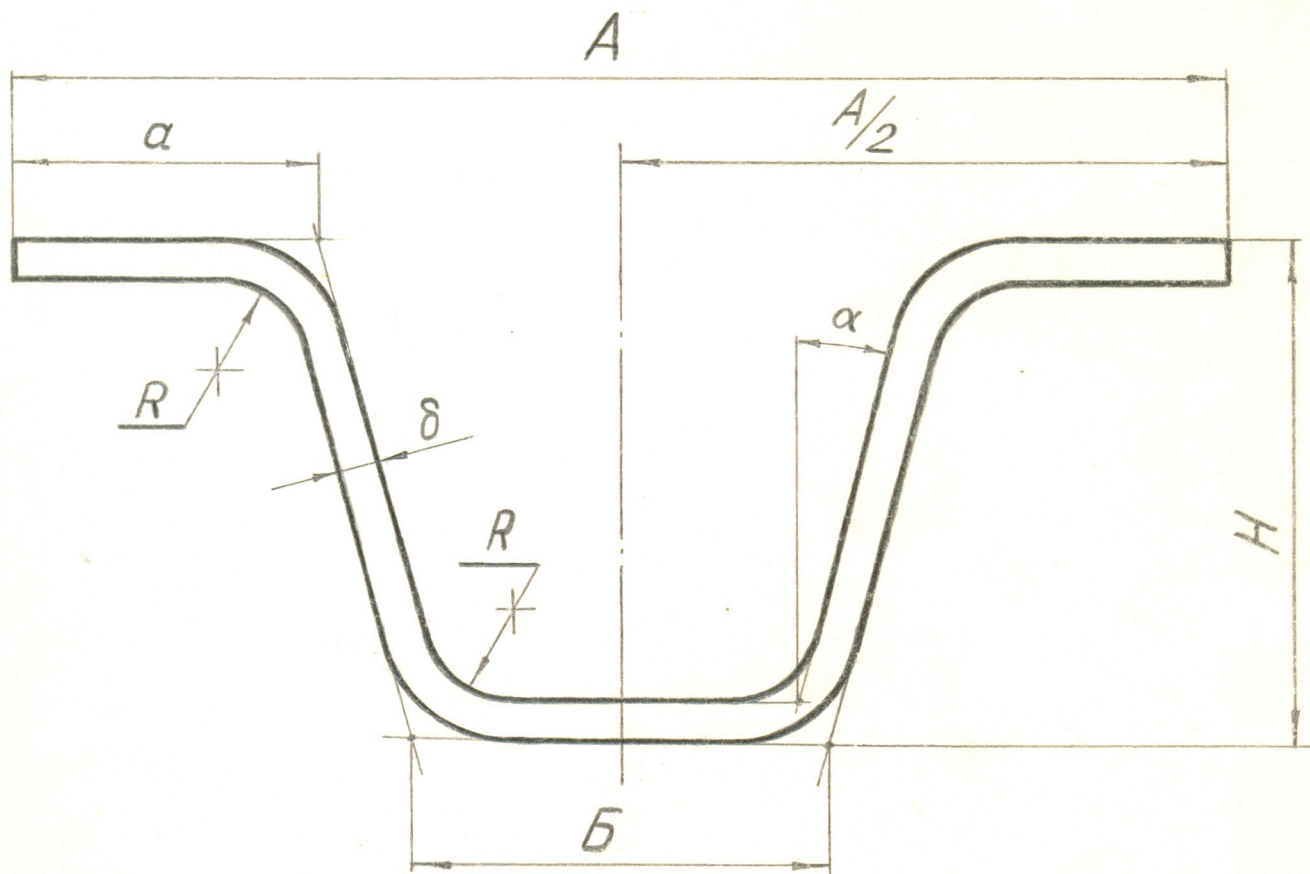
б. Профиль стесненного гйда



в. прессованный профиль







94254



На фиг. 4 показаны графики определения критических напряжений на сжатие в зависимости от геометрических параметров профиля, при которых может происходить местная потеря устойчивости полок и стенок образных профилей, изготовленных из материалов ДІСТ прессованием и обычным изгибом.

Из графиков видно, что при одной и той же геометрии сечения, прессованный профиль допускает более высокие критические напряжения на местную потерю устойчивости, чем профиль изготовленный из листа.

I	Прессованный профиль	стенка $\sigma_{кр}$	= 36,8 кг/мм <sup>2</sup>
		полки $\sigma_{кр}$	= 29,0 кг/мм <sup>2</sup>
II	Гнутый профиль	стенка $\sigma_{кр}$	= 27,8 кг/мм <sup>2</sup>
		полки $\sigma_{кр}$	= 22,7 кг/мм <sup>2</sup>

отсюда следует, что прессованный профиль может выдержать нагрузку на 25% большую, чем такой же профиль из листа, а при восприятии одной и той же нагрузки, вес прессованного профиля будет легче гнутого на 30-35%. Более высокие критические напряжения на местную потерю устойчивости полок и стенок прессованного профиля по сравнению с гнутым объясняется большой разницей поперечных сечений профилей.

Сравнивая их сечения на примере профиля короткого типа (фиг. 5<sup>а</sup>) и 5<sup>в</sup> видим, что у прессованного профиля (фиг. 5<sup>в</sup>), по сравнению с гнутым профилем из листа, имеются более жесткие углы со значительно большими размерами сечения по биссектрисе угла.



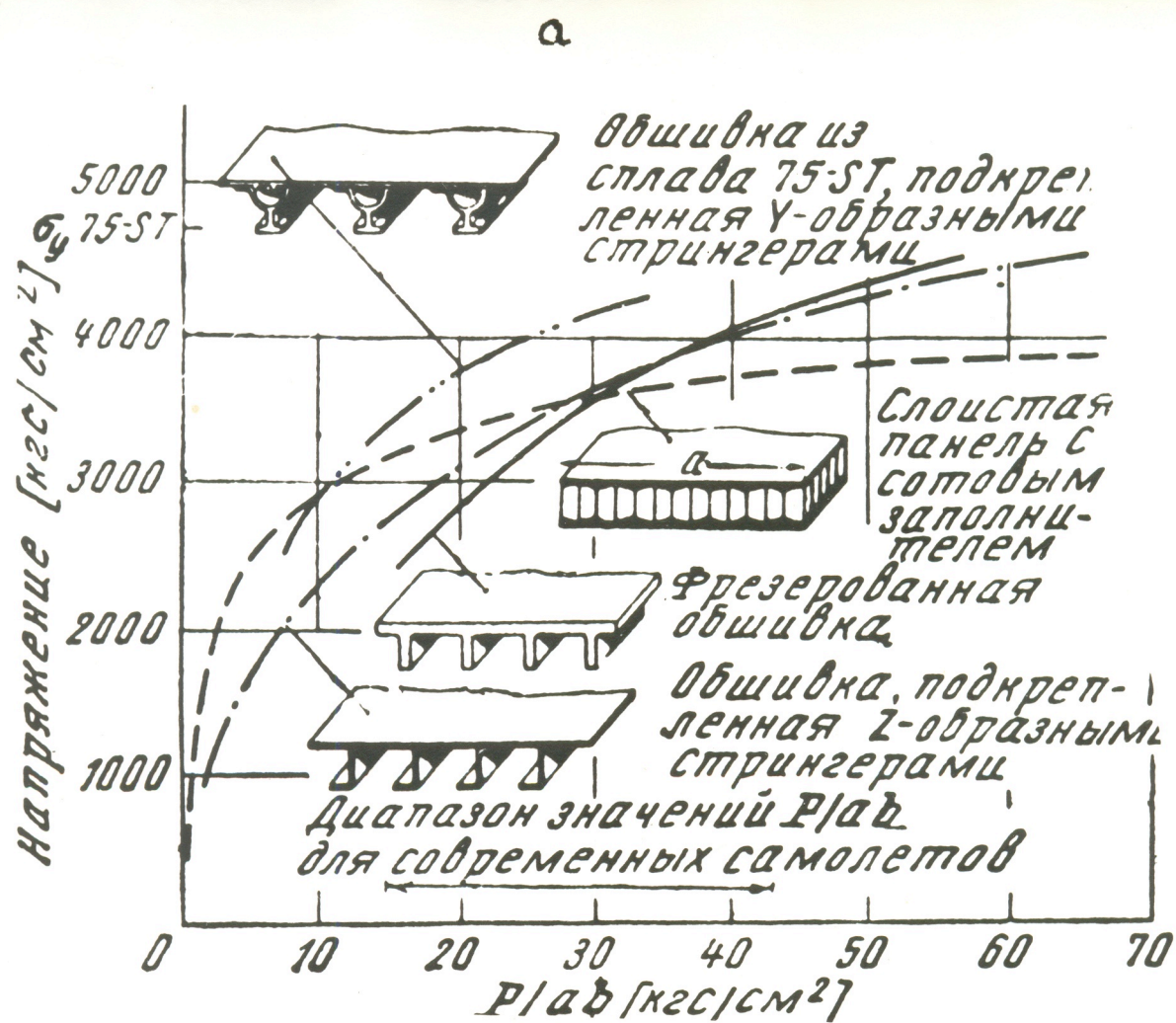
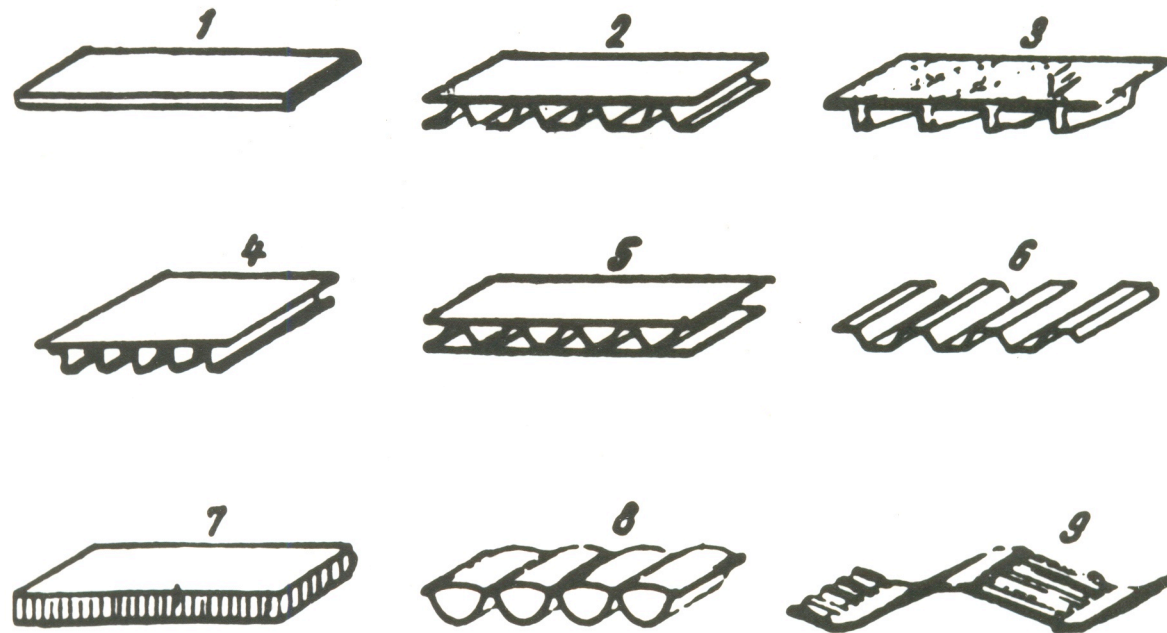


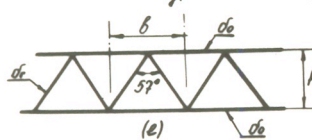
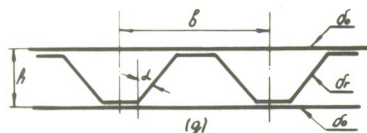
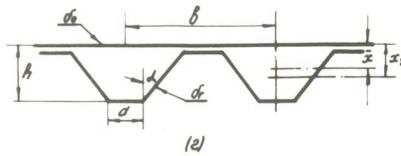
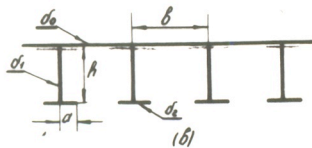
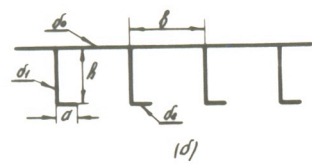
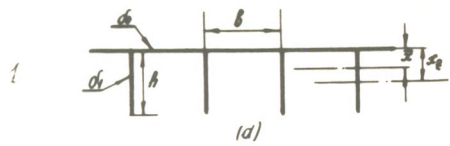
рис 2б



1—неподкрепленная обшивка, 10,3; 2—обшивка, подкрепленная гофром, 1,86; 3—«вафельная» конструкция, 1,86; 4—обшивка, подкрепленная Z-образными стрингерами, 1,6; 5—слоистая панель с заполнителем ферменного типа, 1,51; 6—гофр без обшивки, 1,22; 7—слоистая панель с сотовым заполнителем, 1,0; 8—обшивка из профилированных листов с отбортовкой, 0,89; 9—профилированная панель с гофрированными стенками, 0,64

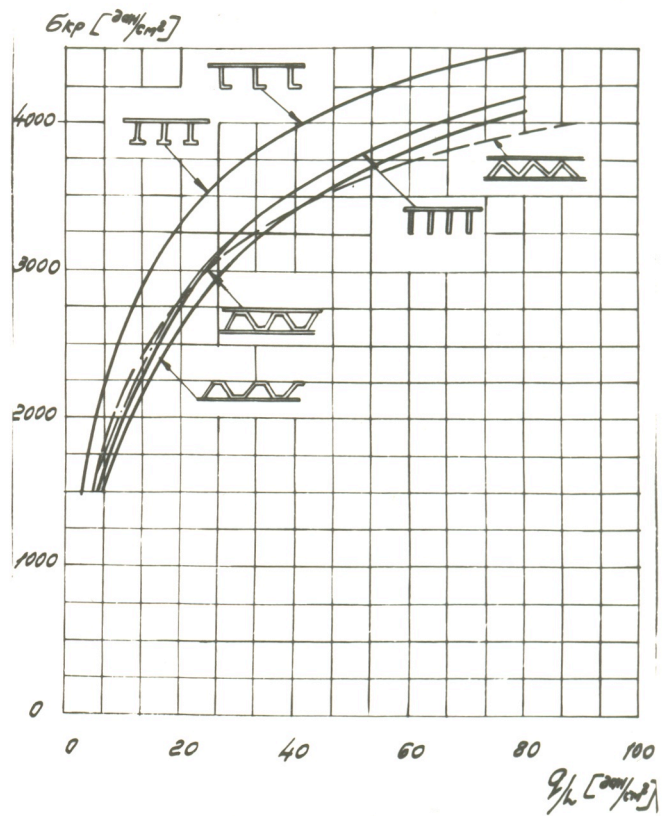
Рис. 2б





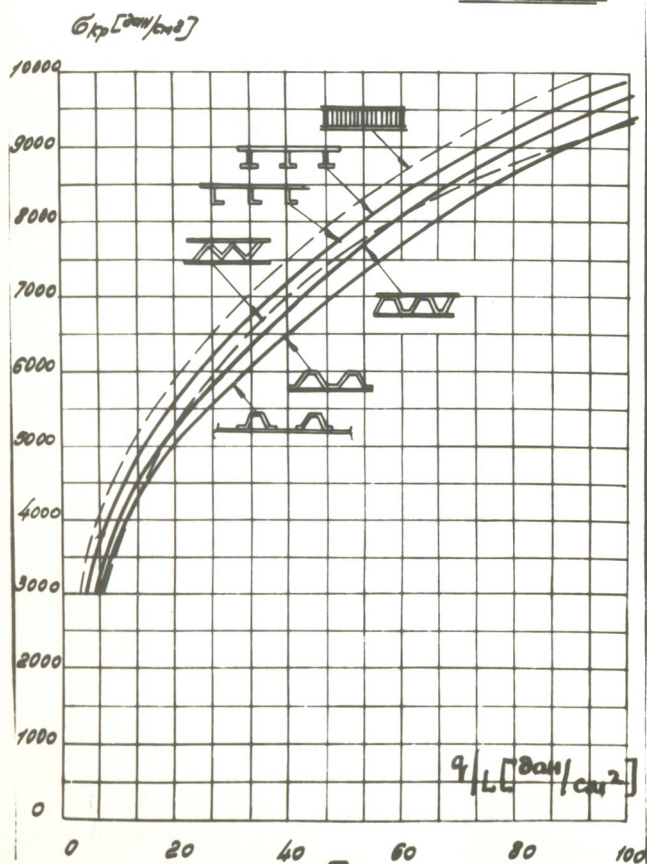
Фиг. 3

Дуриале  $E=0.7 \cdot 10^6 [\text{дин/см}^2]$   
 $\sigma_B = 5200$



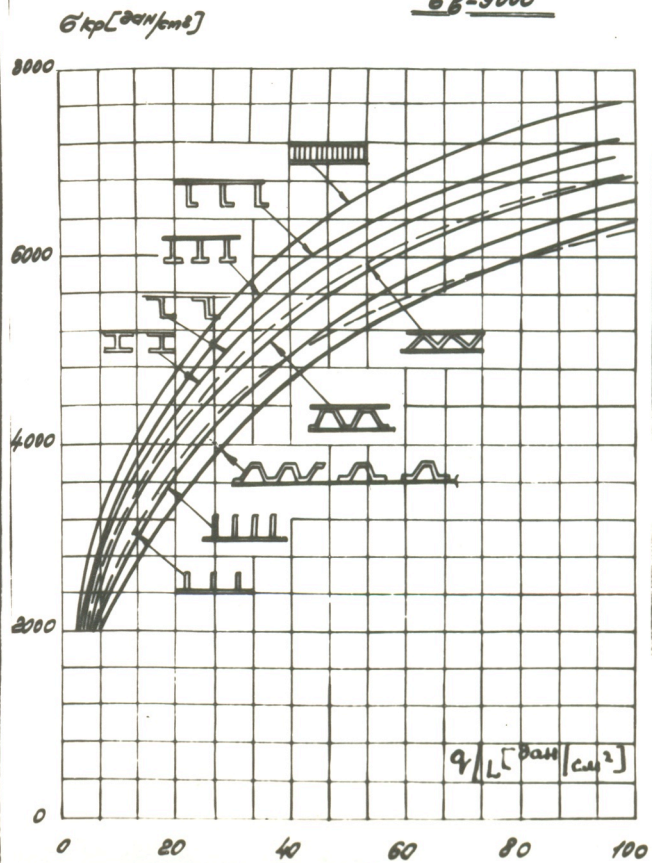
Фиг. 2а

Стале  $E=2 \cdot 10^6 [\text{дин/см}^2]$   
 $\sigma_B = 16500$



Фиг. 2б

Туман  $E=1.1 \cdot 10^6 [\text{дин/см}^2]$   
 $\sigma_B = 9000$



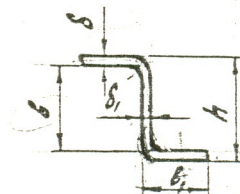
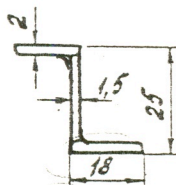
Фиг. 2в



$$\delta = 2; \delta_1 = 1,5; l = 18; h = 25; b = l - \delta; b = h - 2\delta$$

$$\xi = \left(\frac{\delta_1}{\delta}\right)^3 \frac{b_1}{b} = \left(\frac{1,5}{2}\right)^3 \frac{(18-1,5)}{(25-4)} = 0,332$$

$$\xi = \left(\frac{\delta_1}{\delta}\right)^3 \frac{b_1}{b} = \left(\frac{1,5}{2}\right)^3 \frac{(18-1,5)}{(25-4)} = 0,332$$



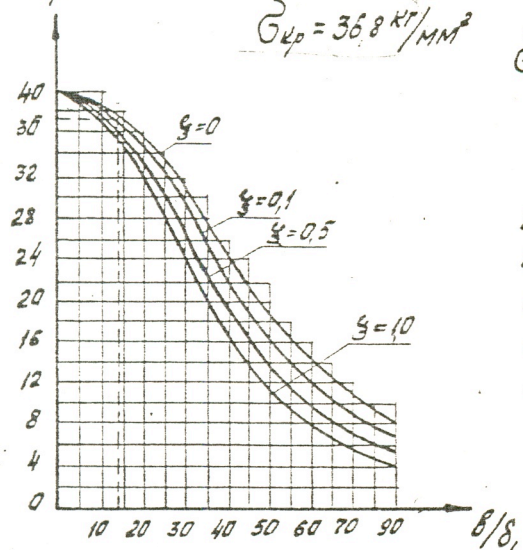
$$b/\delta_1 = \frac{21}{1,5} = 14,$$

$$\sigma_{кр} = 27,8 \text{ кг/мм}^2$$

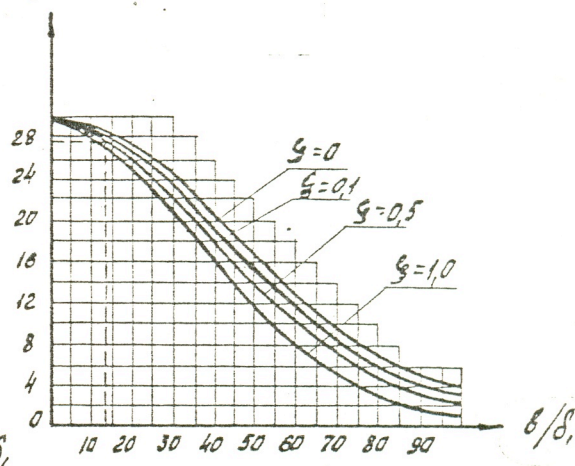
$\sigma_{кр} \text{ кг/мм}^2$

$$b/\delta_1 = \frac{21}{1,5} = 14; \sigma_{кр} = 36,8 \text{ кг/мм}^2$$

$$\sigma_{кр} = 36,8 \text{ кг/мм}^2$$



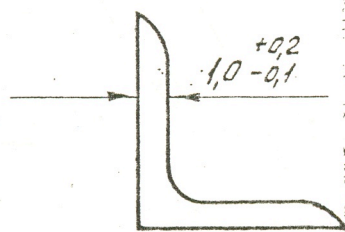
$\sigma_{кр} \text{ кг/мм}^2$



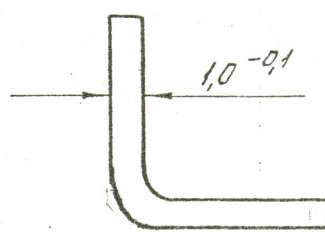
Местная потеря устойчивости стенок при работе на сжатие  
Графики годны и для других типов профилей из Д16

в ст. и т.д.

а



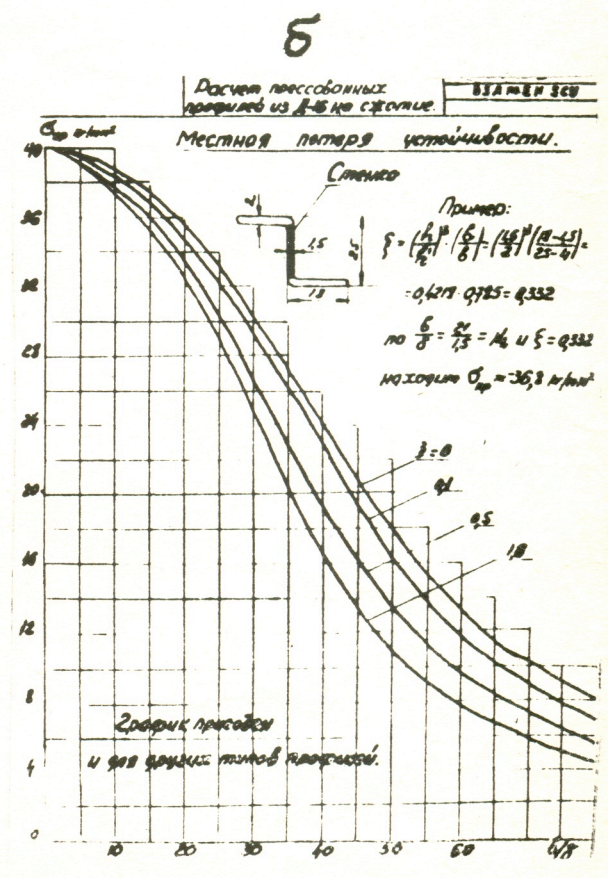
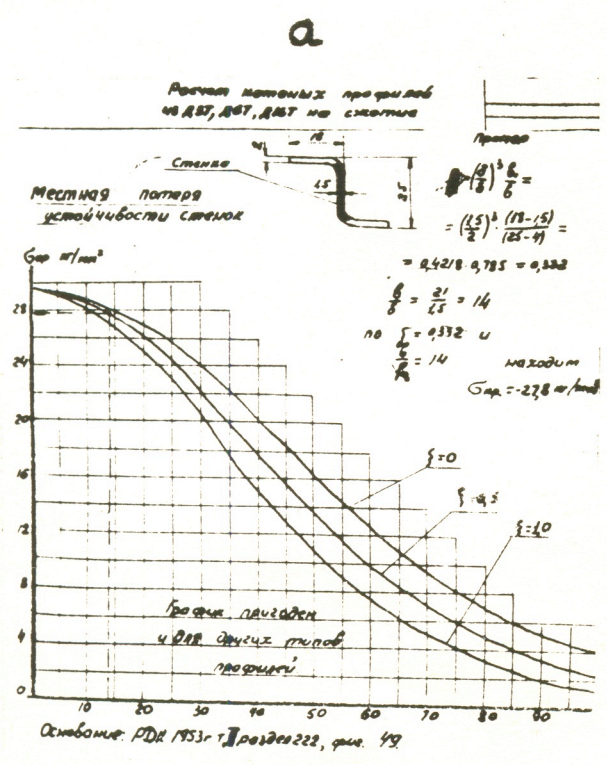
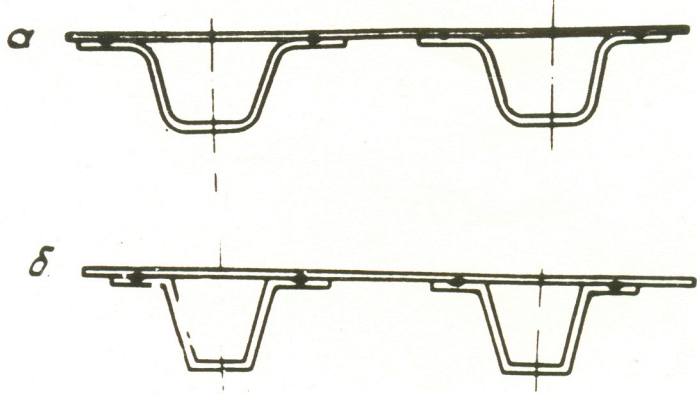
б



Фиг. 4

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ







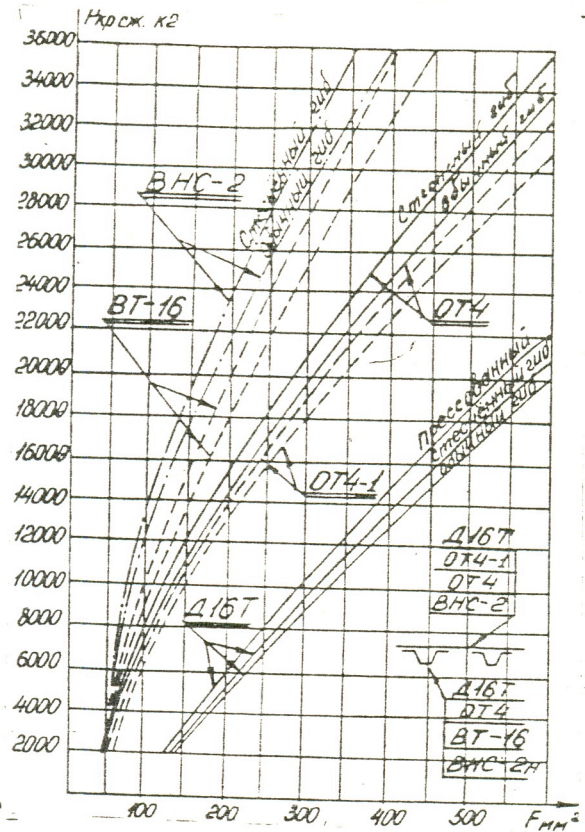


Рис. 7<sup>а</sup>

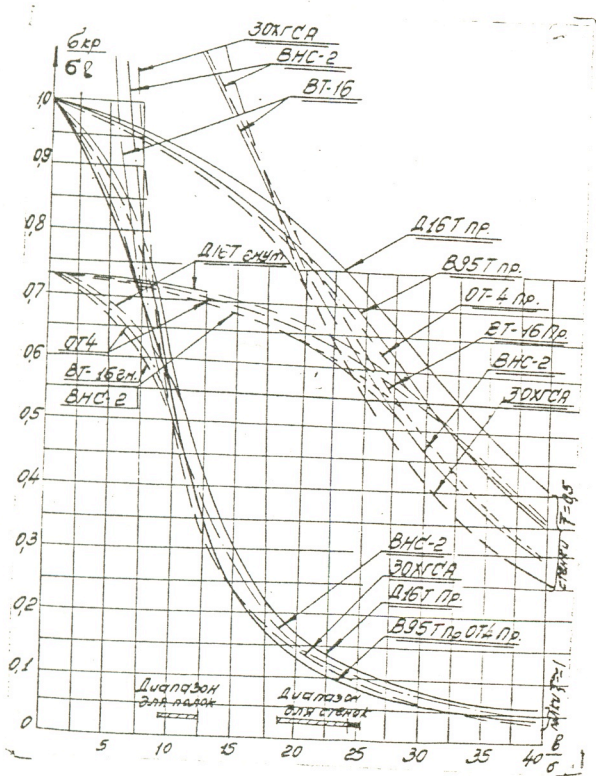


Рис. 7<sup>б</sup>

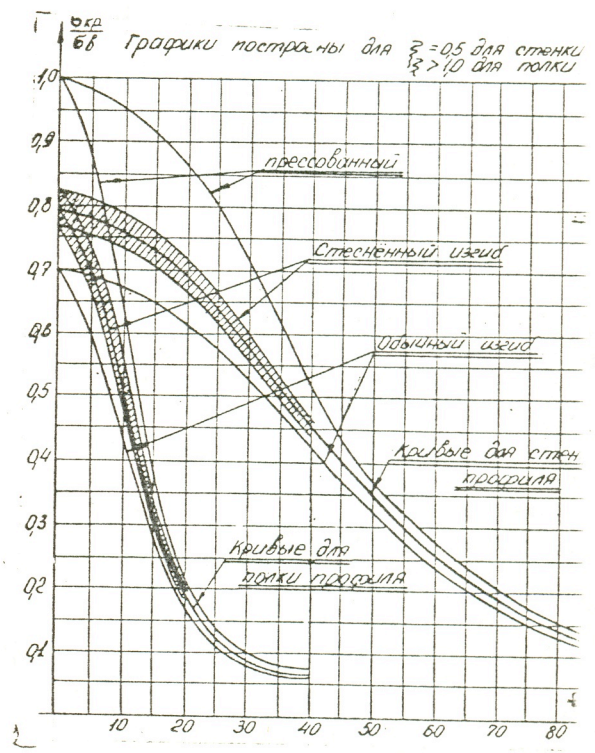
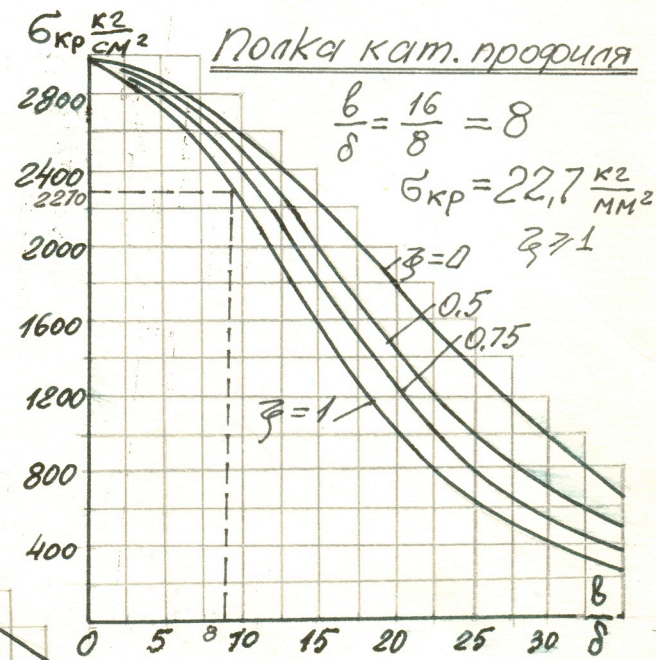
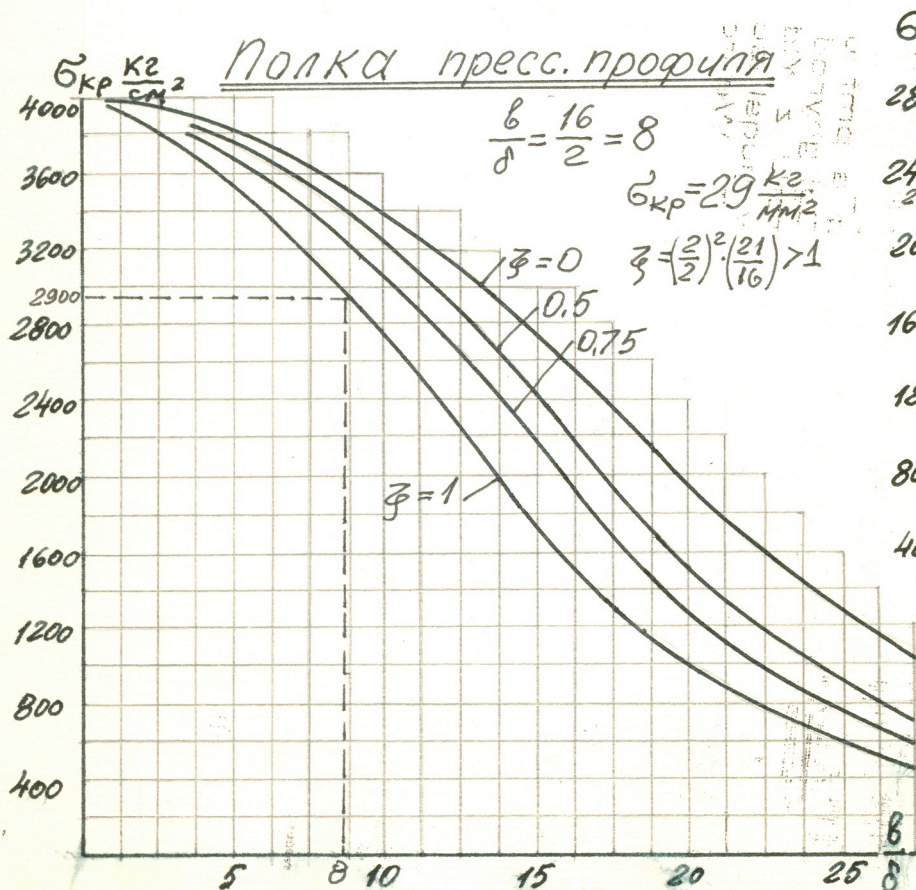
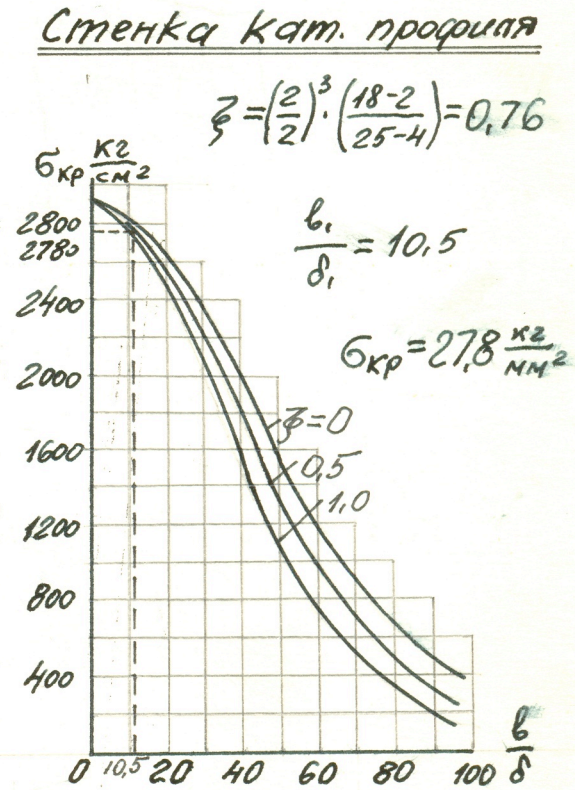
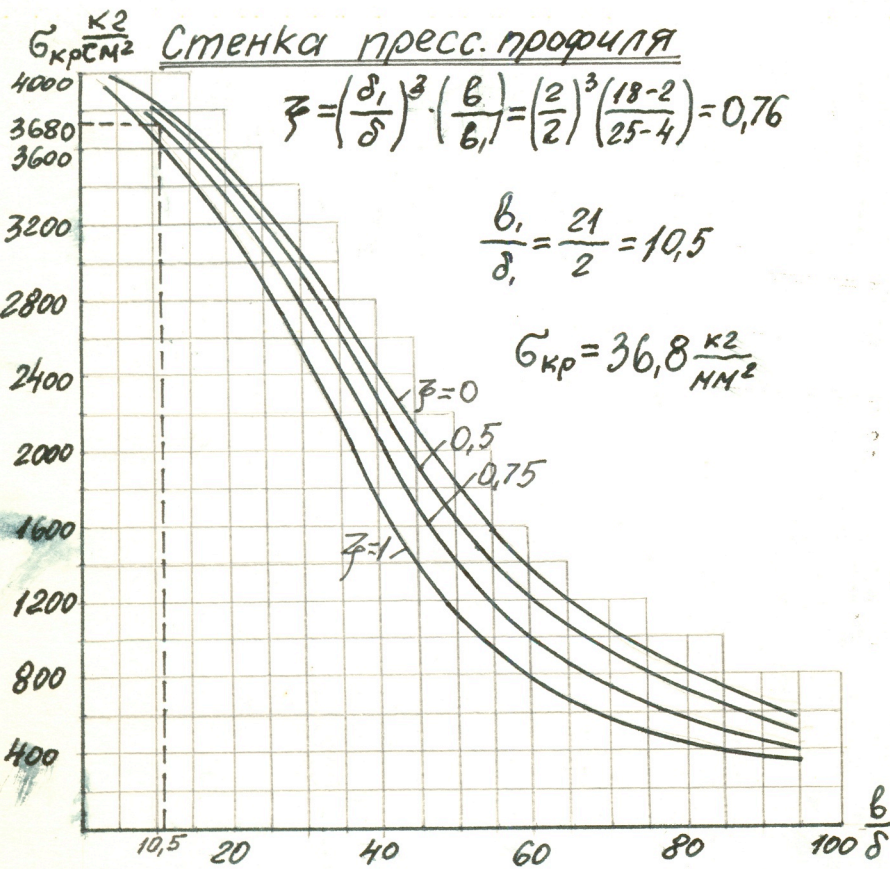
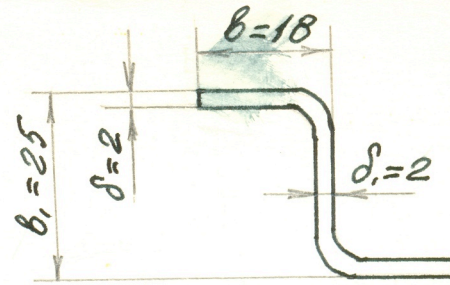
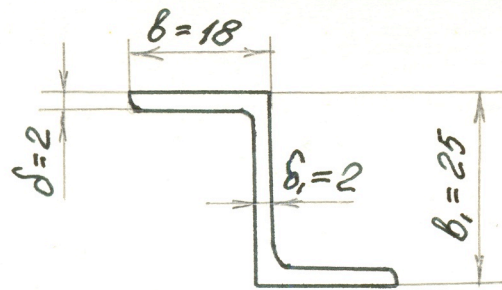


Рис. 7<sup>в</sup>

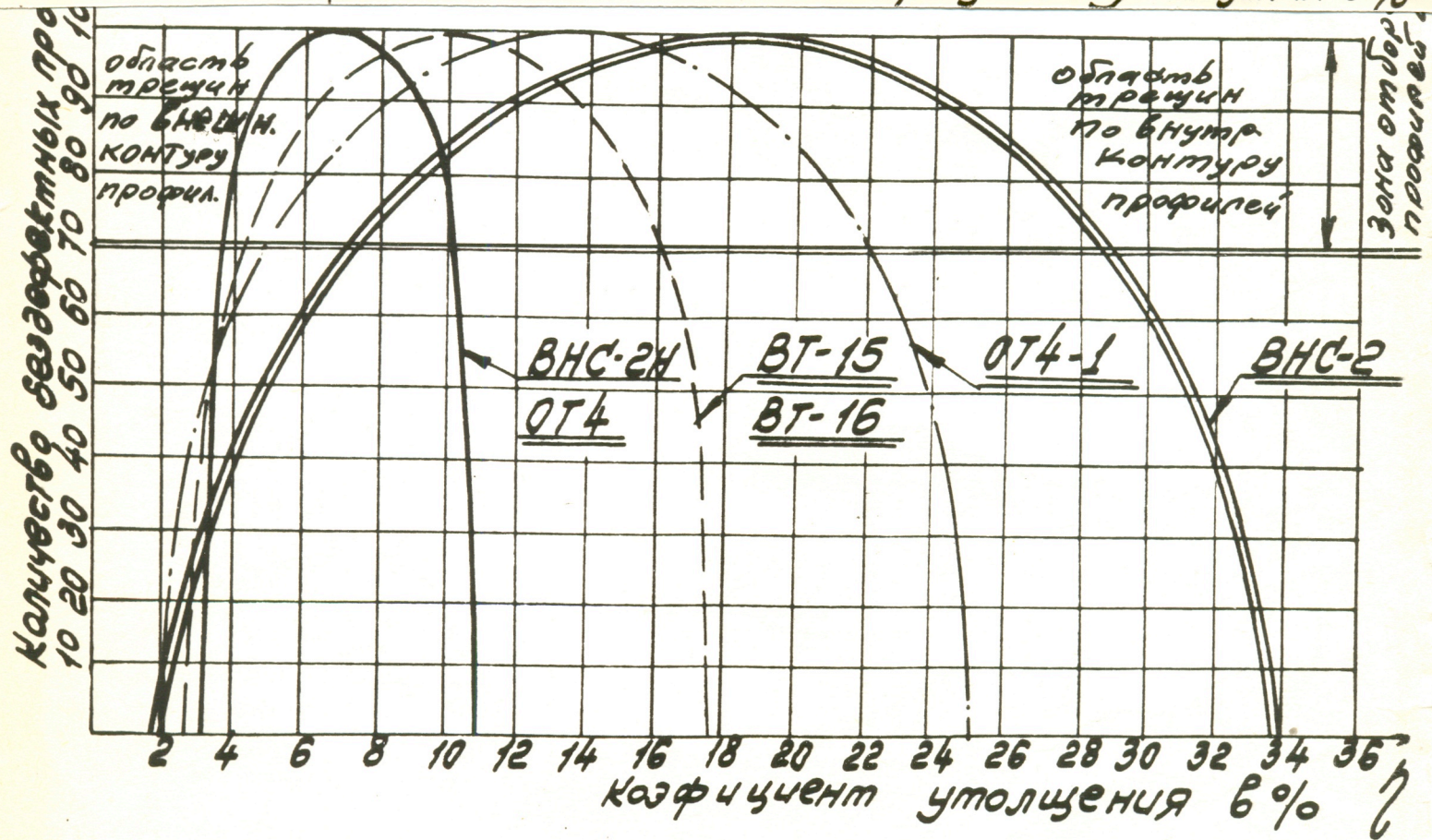
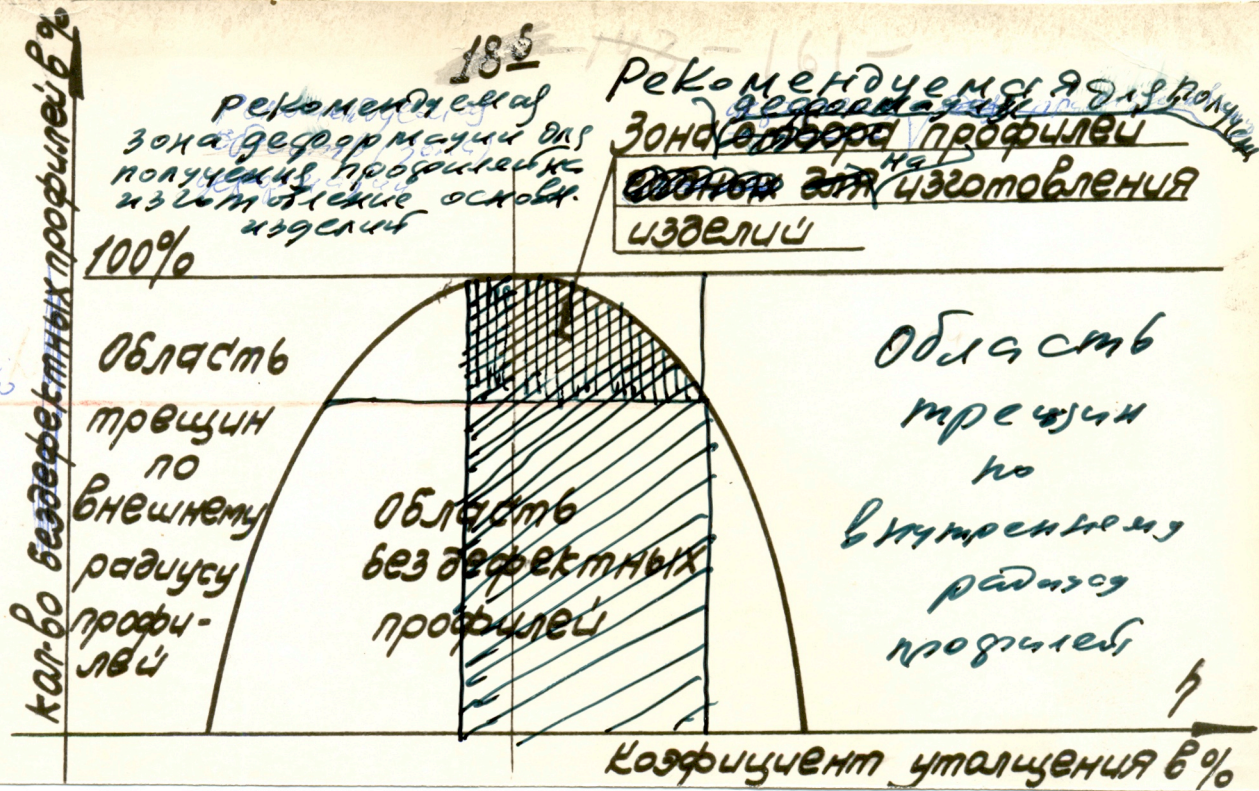




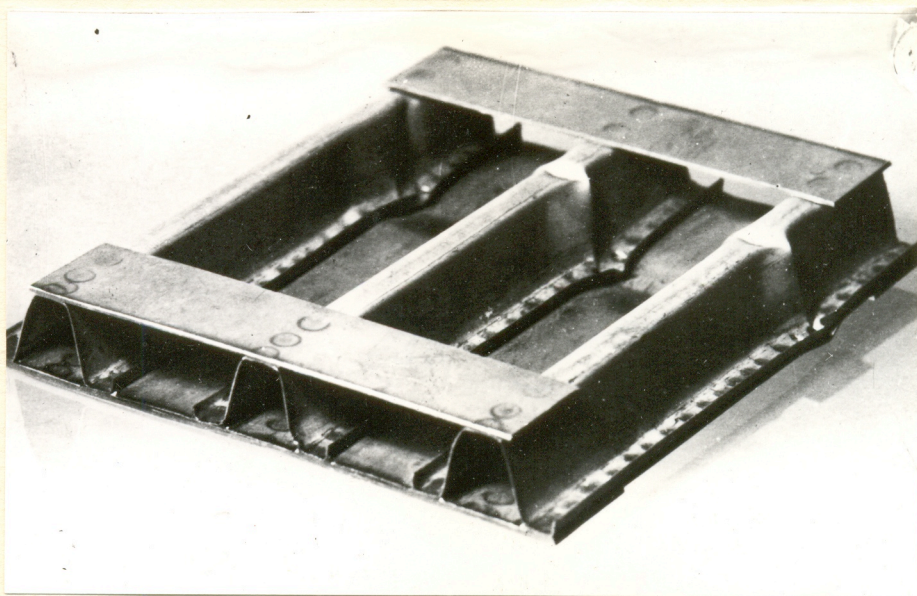
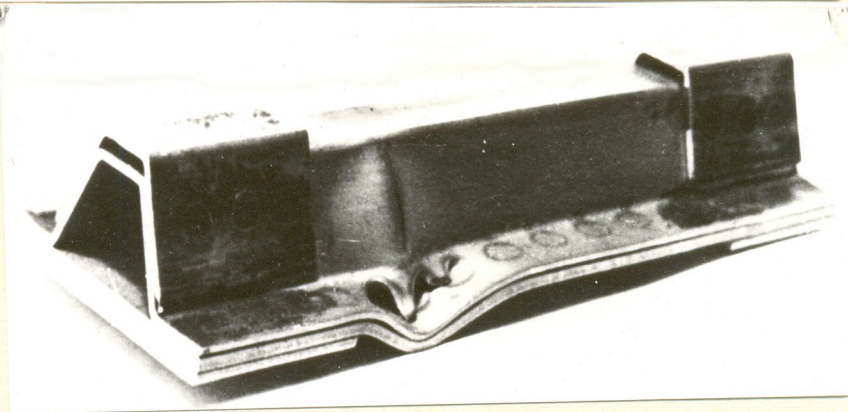
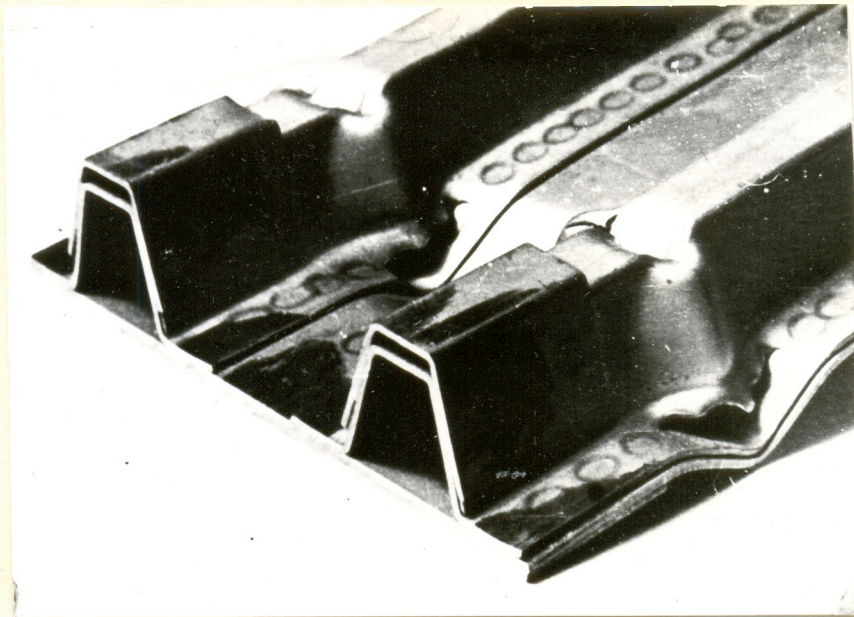
Для того, чтобы полки профиля были равнопрочными со стенками необходимо удовлетворить условию

$$\left(\frac{\delta}{b}\right)^2 = 9,41 \left(\frac{\delta_1}{b_1}\right)^2$$



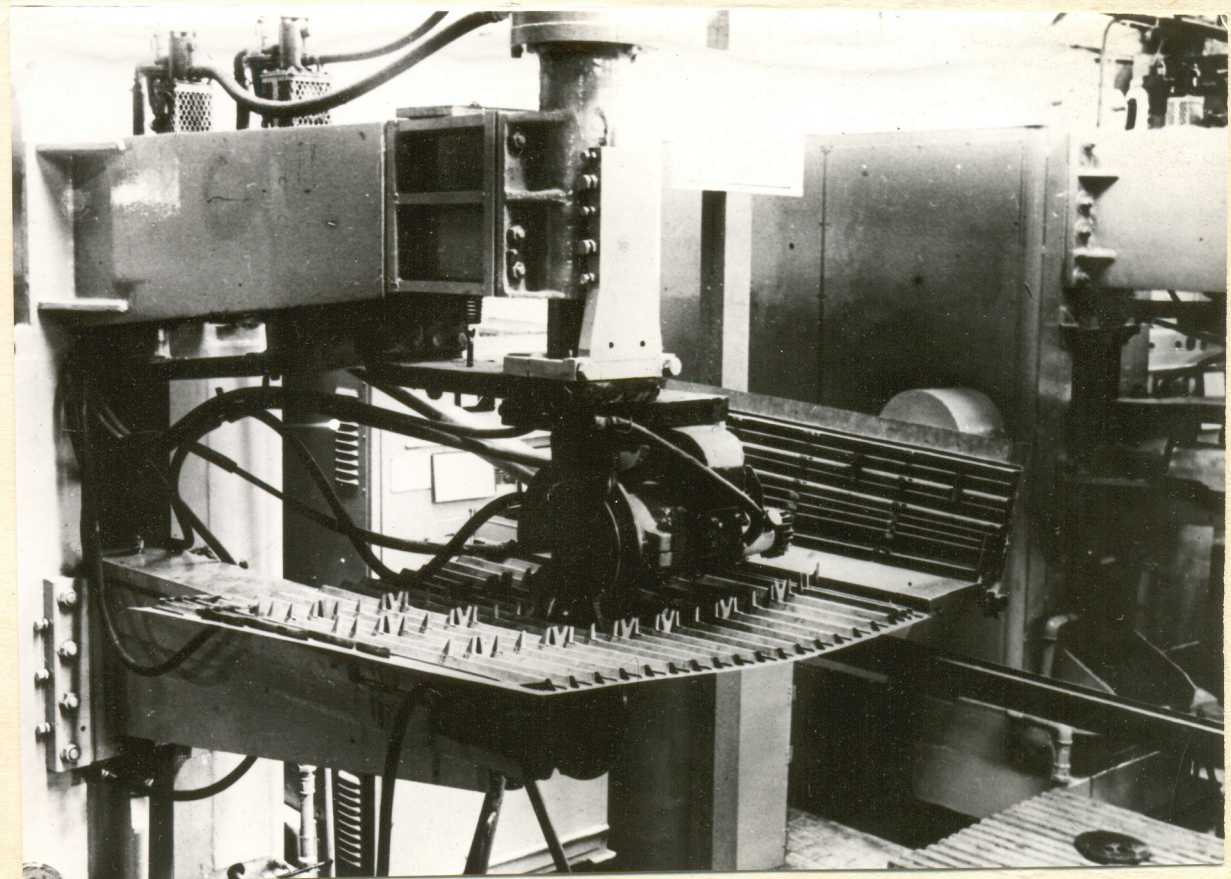
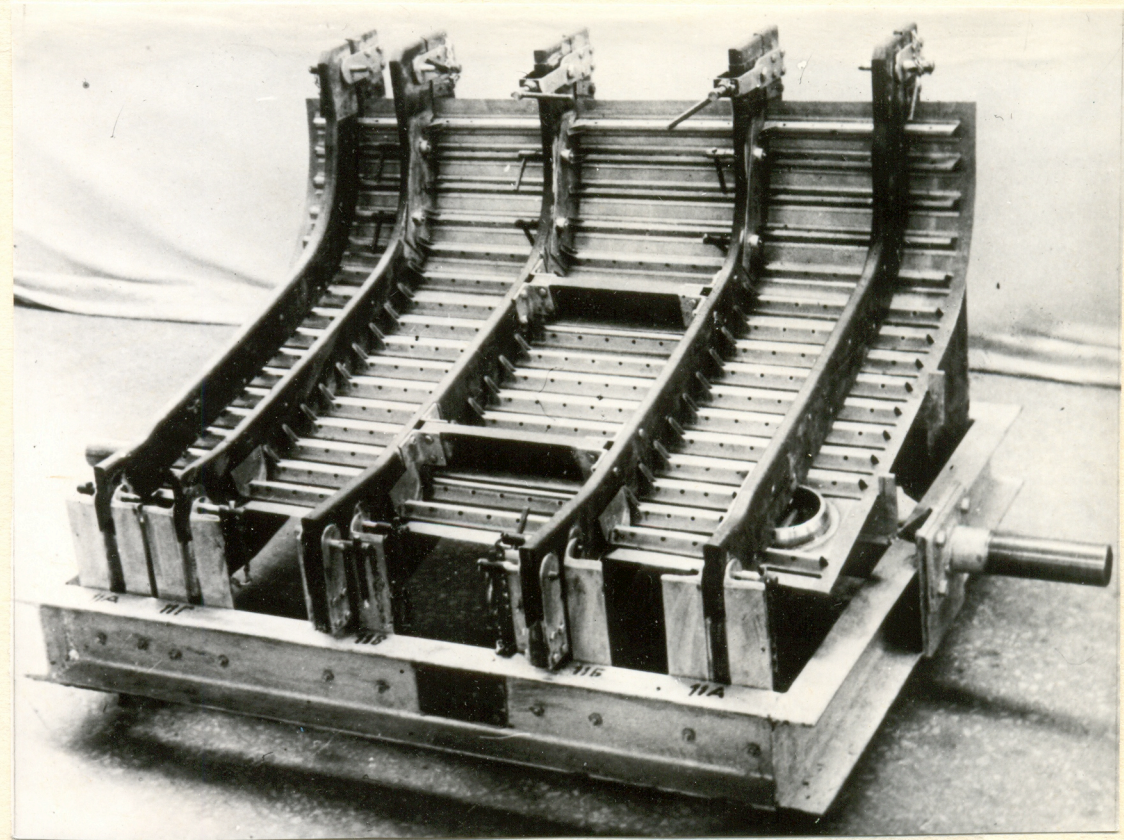






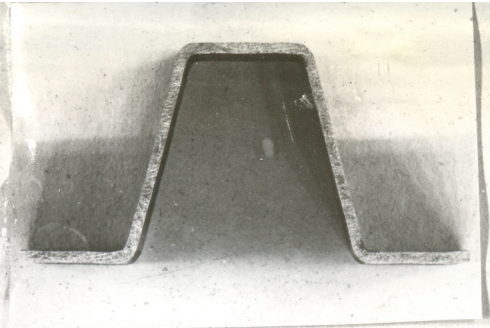
Фиг. 14



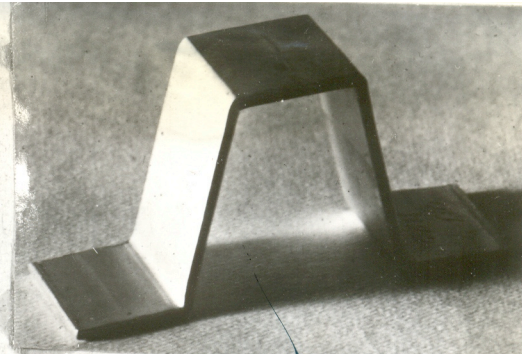


Фиг. 12

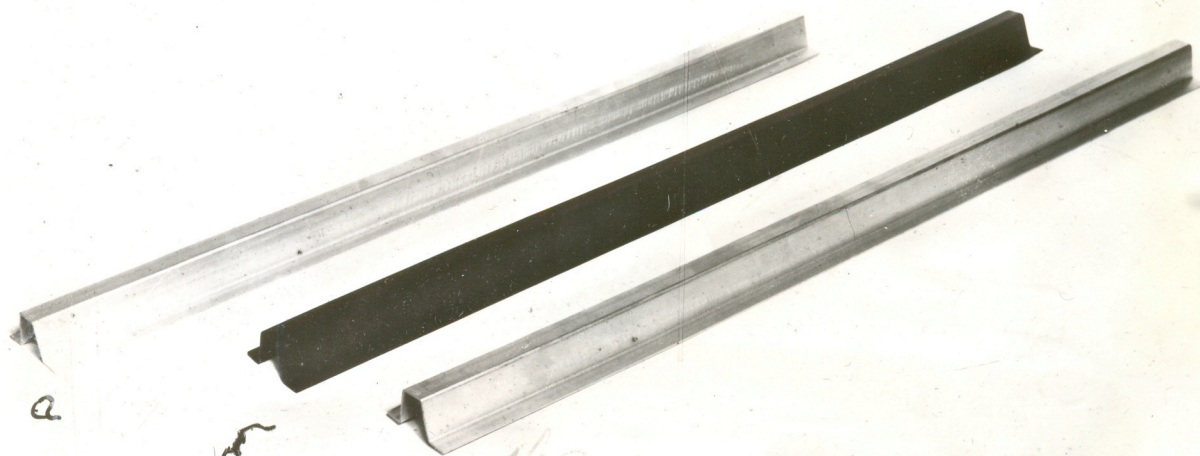




14 а



14 б



а

б

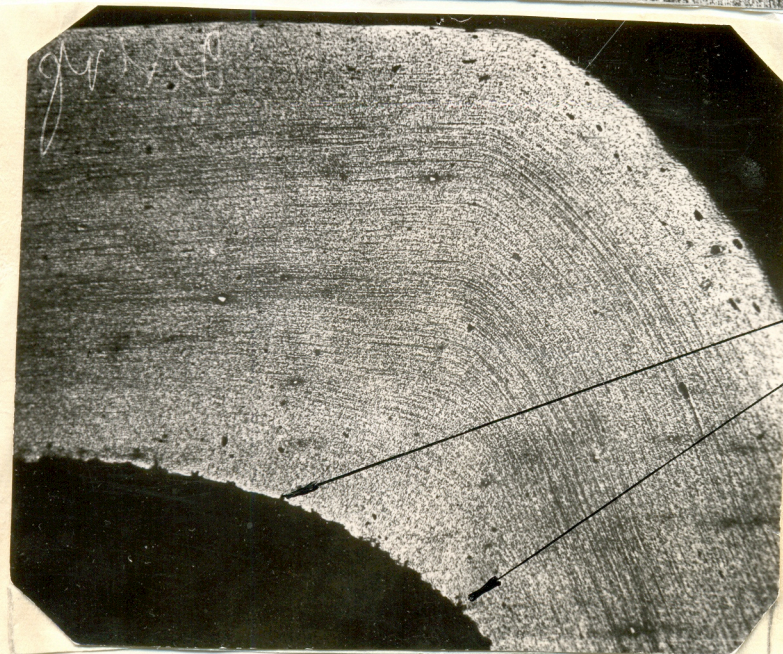
14 в



а

ВНС-2  
x 70

трещина

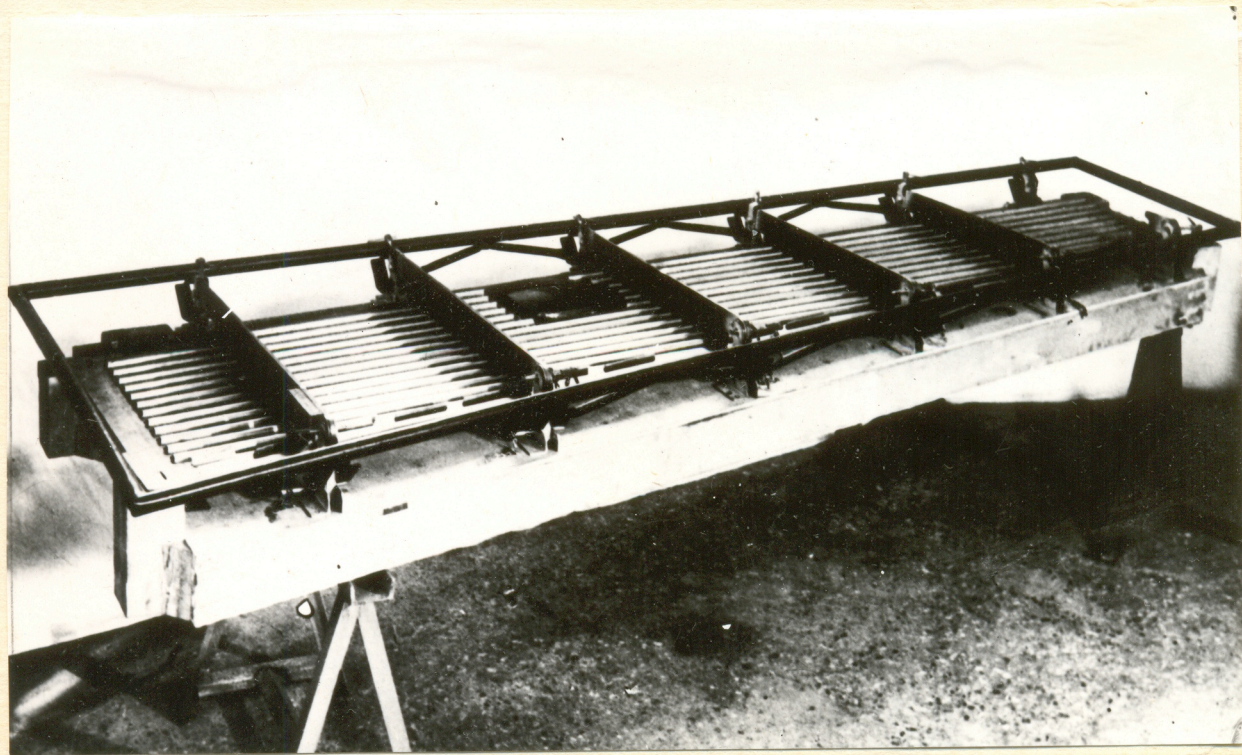
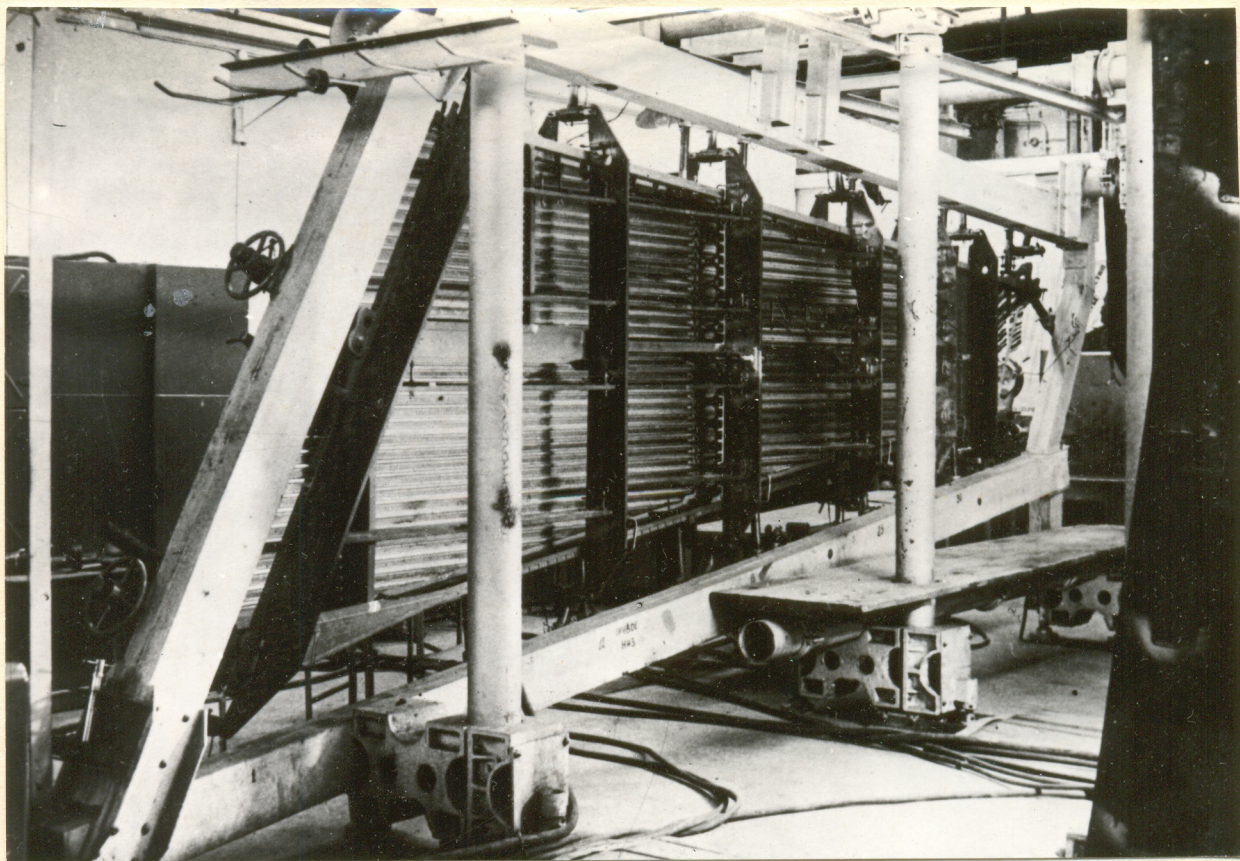


ВНС-2H  
x 70

надрывы

Фиг 11





Фиг. 13



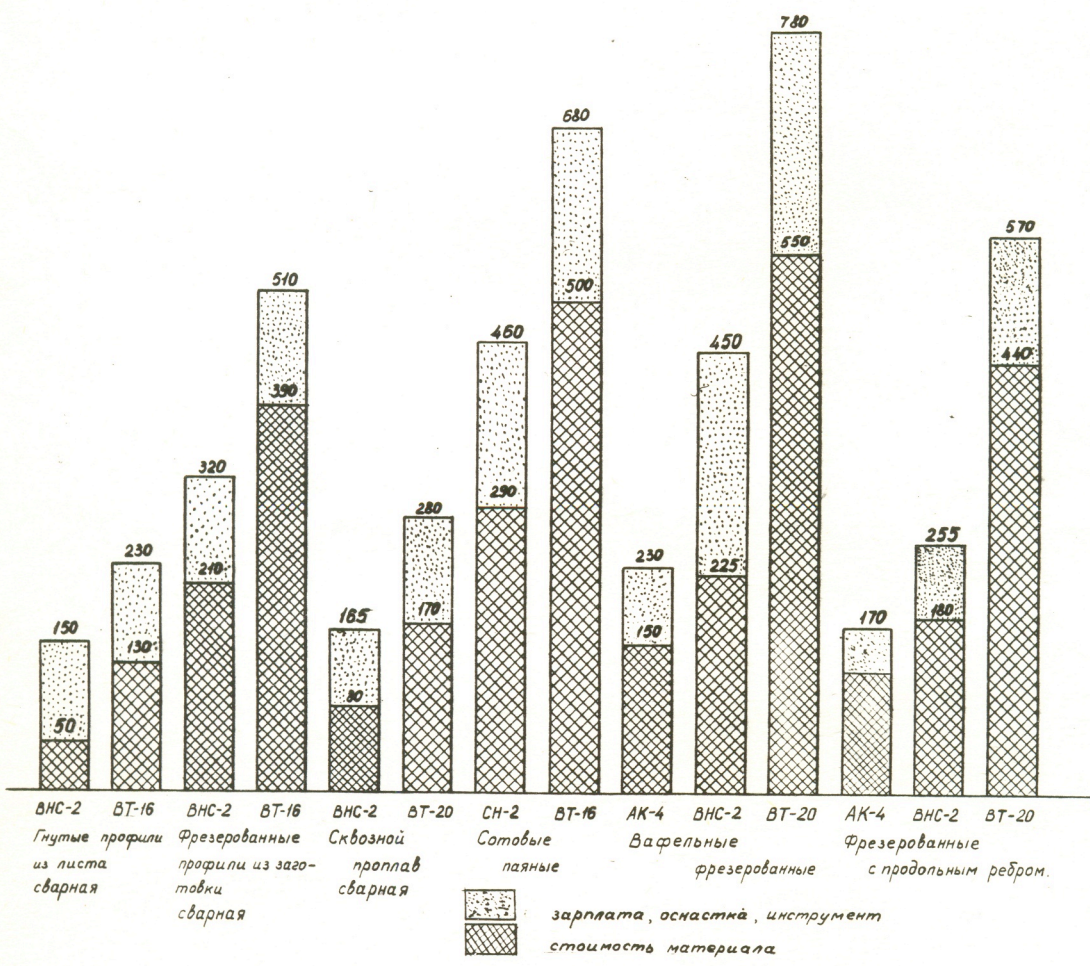


Рис 2е

Сравнительная стоимость  
1 м<sup>2</sup> панели.



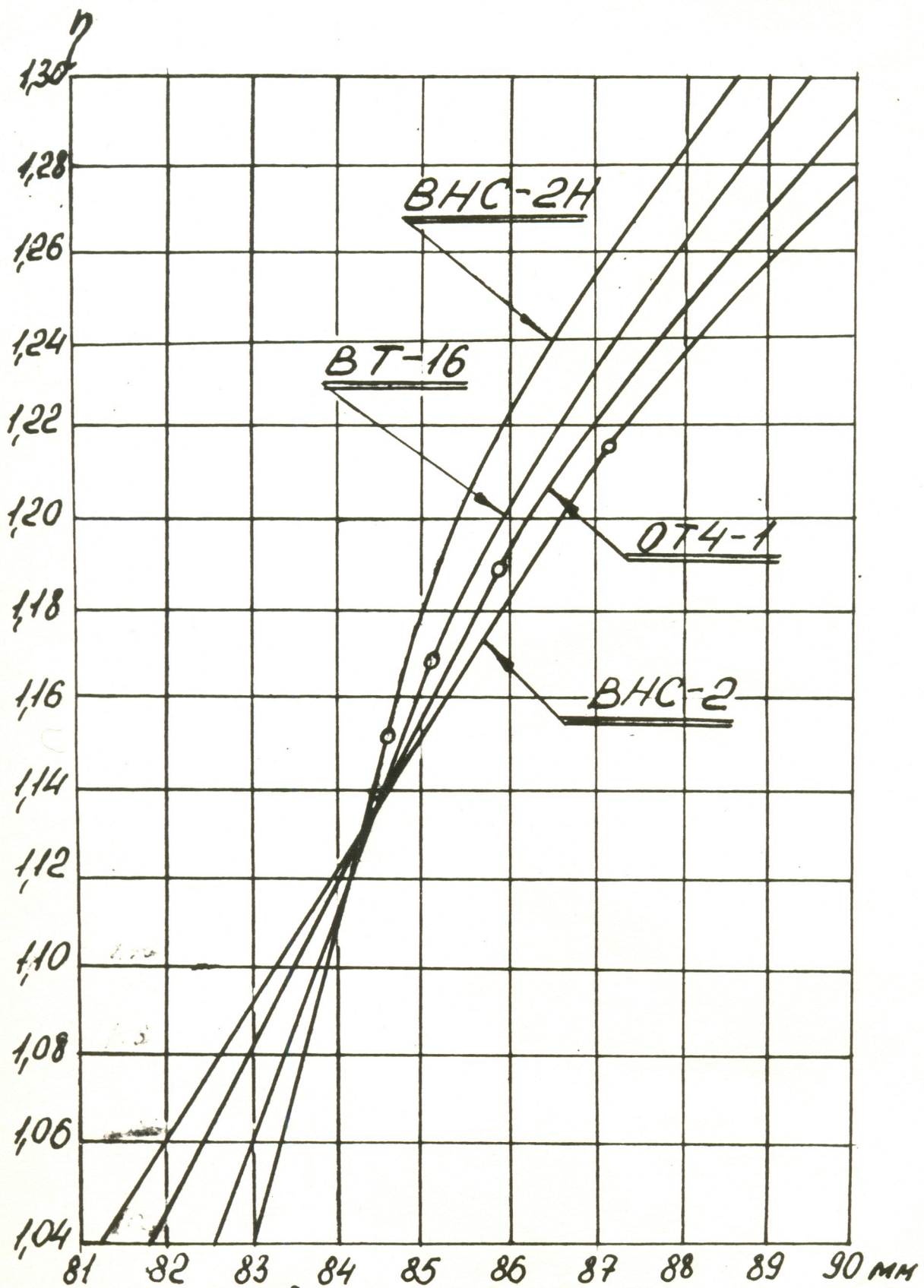
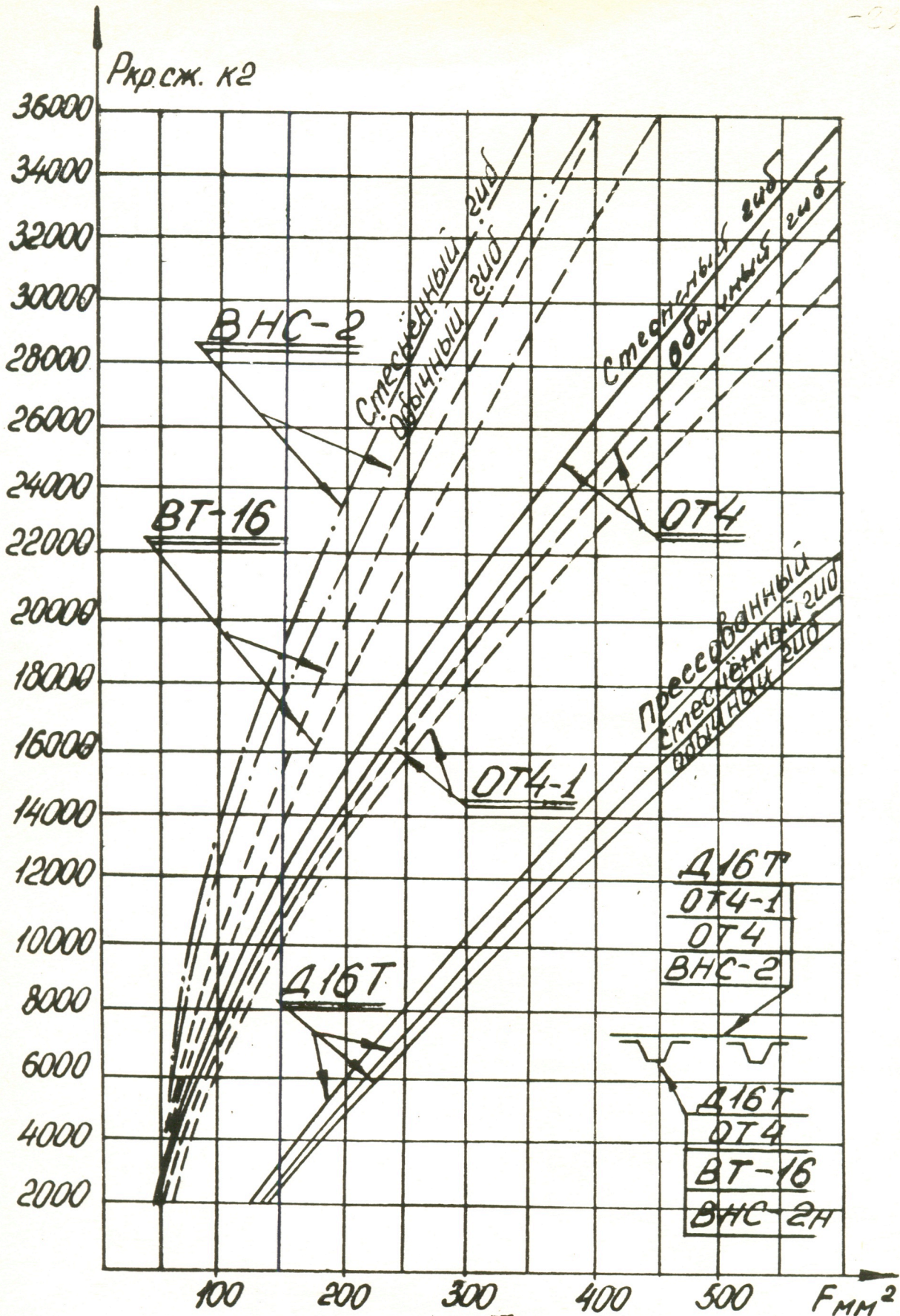


График зависимости коэффициента утолщения от ширины заготовки.

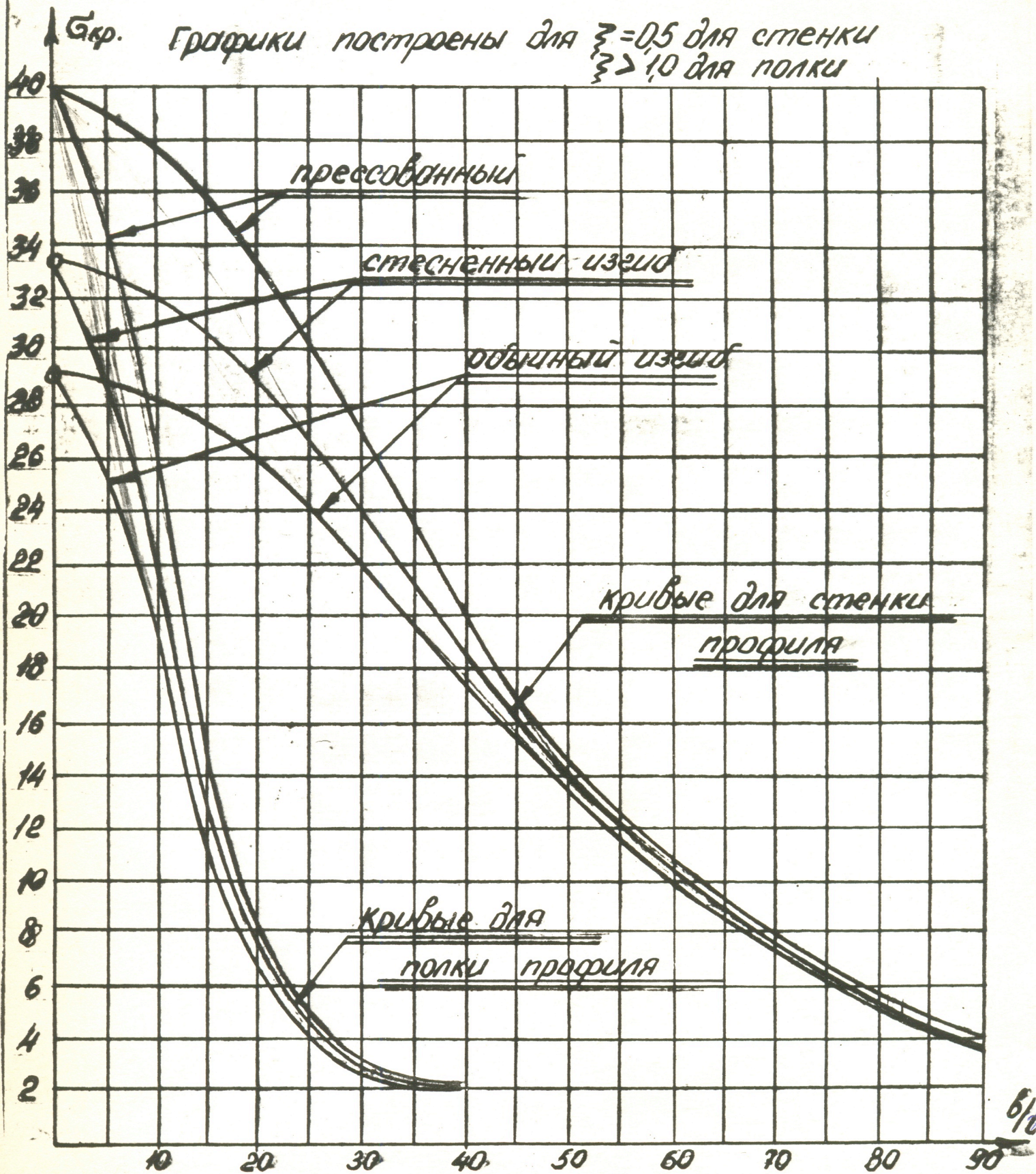




ФИГ. 15

График зависимости критической силы сжатия  $P$  в зависимости от площади сечения панели для различных материалов





ФИГ. 16

График зависимости критических напряжений на местную потерю устойчивости для профилей из Д16Т изготовленных прессованием, обычным и стесненным изгибом.



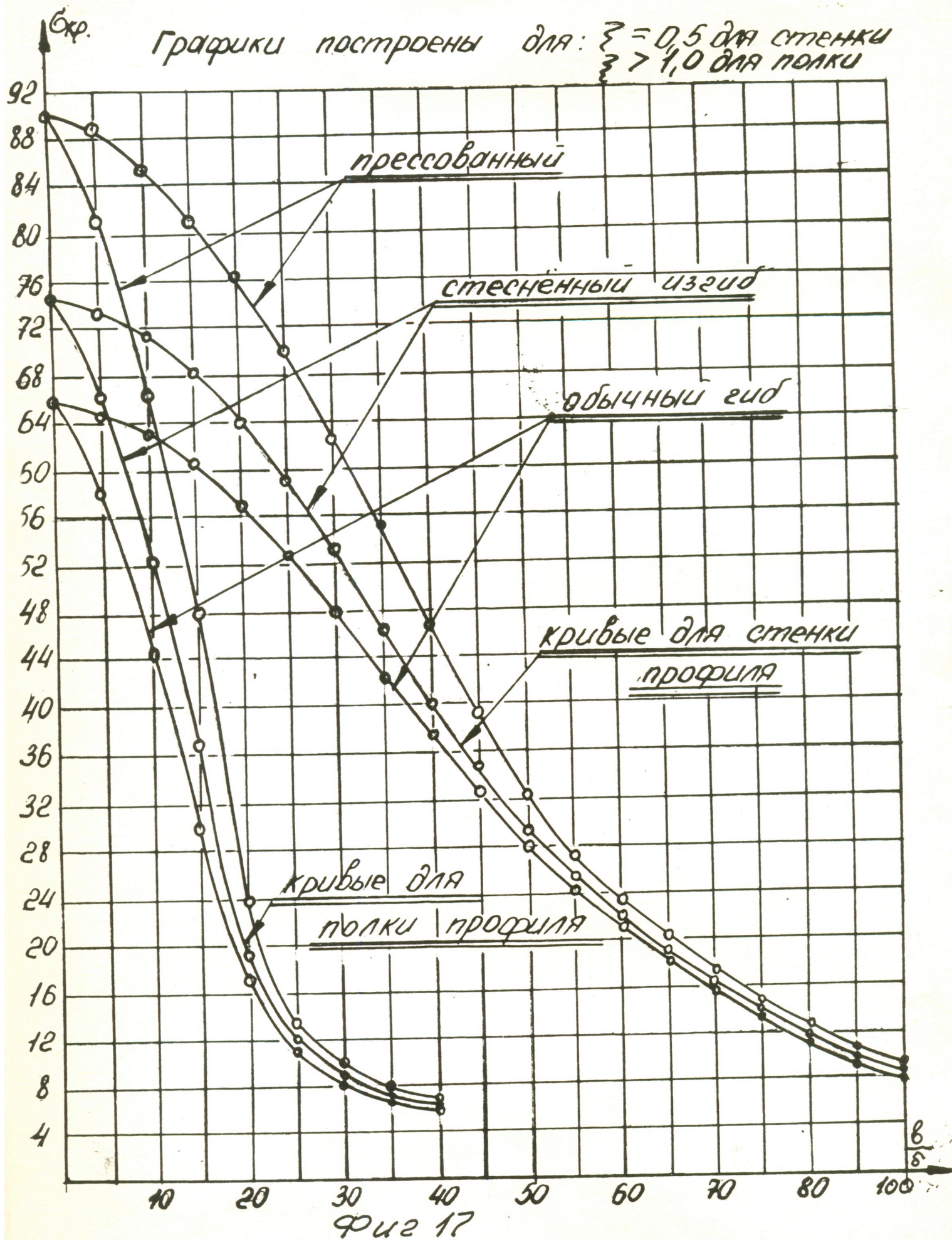
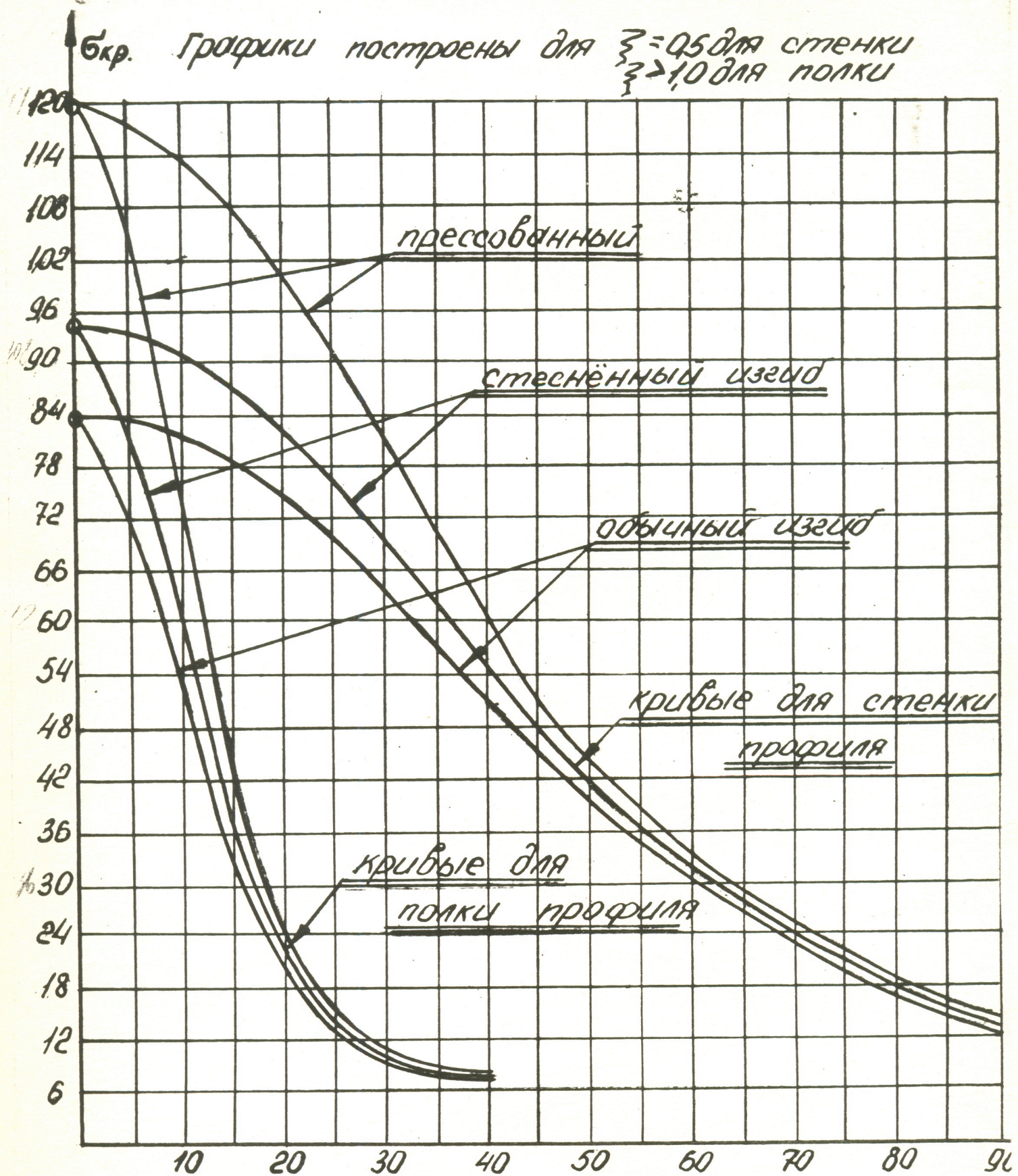


График зависимости критических напряжений на местную потерю устойчивости для профилей из ОТ-4 изготовленных прессованием, обычным и стесненным изгибами





ФИГ. 18

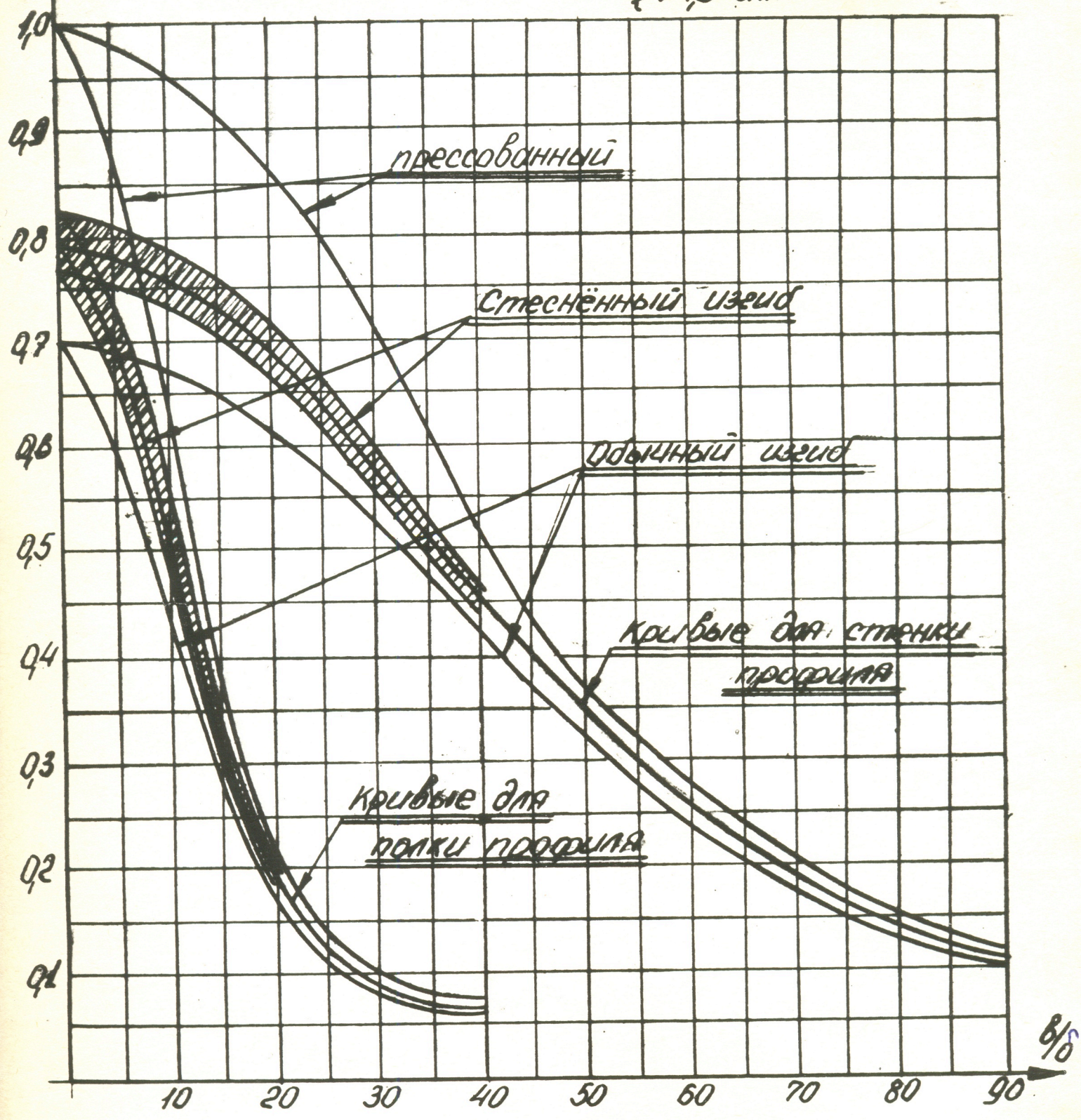
График зависимости критических напряжений на местную потерю устойчивости для профилей из ВТ-16 изготовленных прессованием, обычным и стеснёнными изгибами.



$\frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{с}}$

Графики построены для  $\xi = 0,5$  для стёнки  
 $\xi > 1,0$  для полки

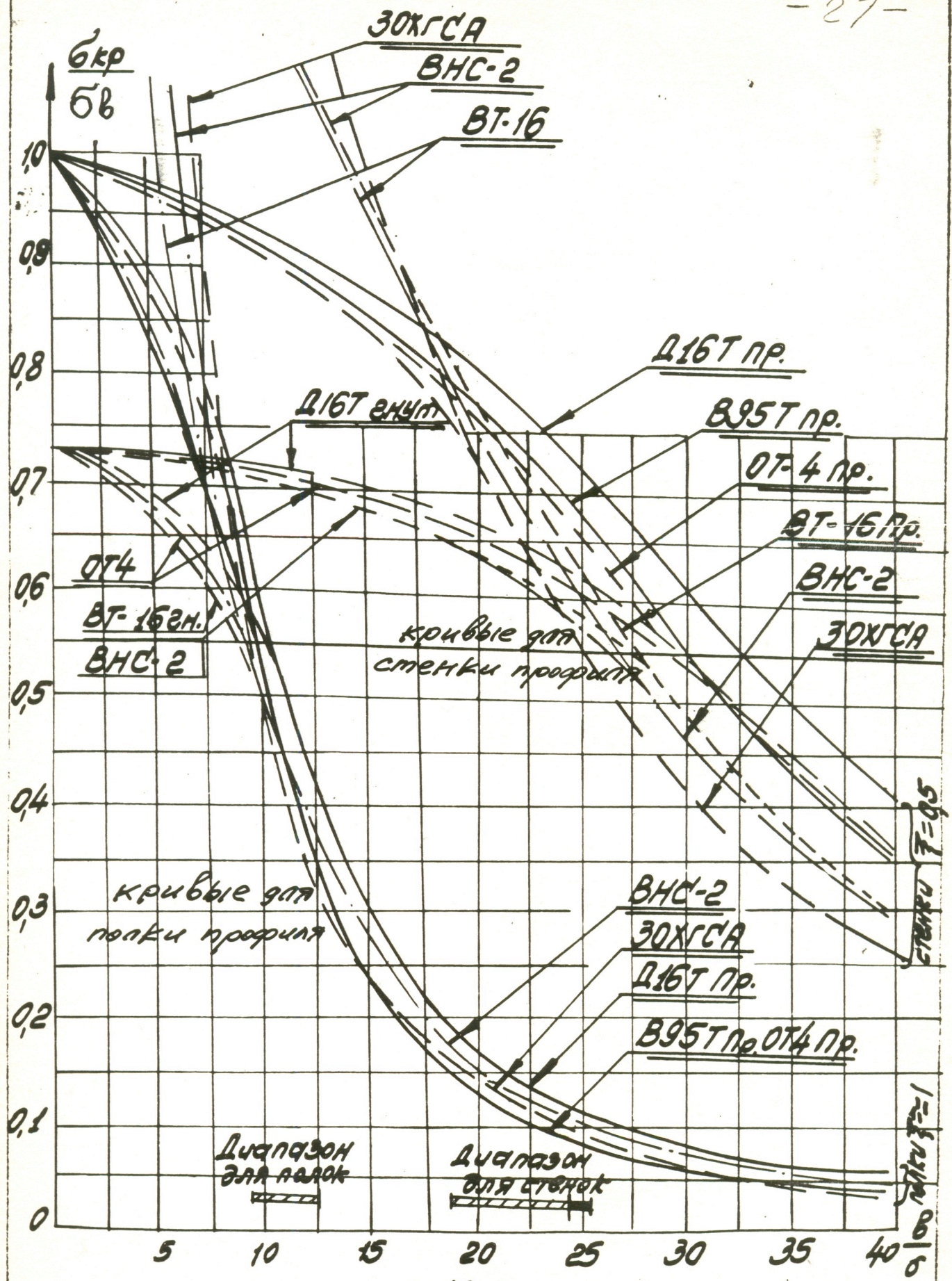
-23-



ФИГ. 20.

График зависимости отношения критических напряжений на местную потерю устойчивости к временному сопротивлению материалов для профилей изготовленных прессованием обычным и стеснённым изгибами для различных материалов.





Фиг 19

График зависимости отношения критических напряжений на местную потерю устойчивости к временному сопротивлению для профилей изготовленных прессованые, обычным и стесненным изгибом



Области применения и эффективность использования профилей и гофров, изготовленных стесненным изгибом, в конструкциях летательных аппаратов.

Показатели экономического эффекта при замене элементов конструкции	Агрегаты летательного аппарата или двигателя				
	Фюзеляж самолета, корпус ракеты, дирижабля	Несущие конструкции пола самолета	Крыло и органы устойчивости и управления	Входной направляющий аппарат, компрессор, турбина	Сопло жидкостно-реактивного двигателя
Элемент конструкции профиль или гофр	Каркас со стрингерным набором профилей или гофров в сочетании с обшивкой	Поперечный и продольный набор панелей с подкрепляющим элементом	Трехслойные тонкостенные панели с несущей обшивкой. Обшивка, подкрепленная профилями или гофрами	Кольцевые детали	Двухслойная, трехслойная оболочка с гофрированной проставкой
Снижение массы	4 ÷ 5%	5 ÷ 6%	4 ÷ 5%	-	3 ÷ 4%
Увеличение ресурса	на 20-30%	на 20-30%	на 20-30%		на 20-30%
Повышение КИМ (коэф. использования материалов)	на 15-20%	на 15-20%		на 30-40%	на 30-40%
Снижение трудоемкости	в 1,2-1,3 раза	в 1,2-1,3 раза		в 1,2-1,3 раза	в 1,5-2 раза

1. Увеличение ресурса пассажирских в том числе широкофюзеляжных самолетов до 50 - 60000 часов
2. Снижение массы самолетов-истребителей на 200-300кг даст экономический эффект до 100000 р. и значительное улучшение летно-технических характеристик.
3. Снижение массы широкофюзеляжного самолета на 1500-2000кг даст экономический эффект до 250000 р. на одно изделие, а в случае использования облегчения веса в эксплуатации экономический эффект достигнет 15-19 мл. руб.
4. Снижение массы конструкции изделия ИИЗ35 на 800-1000 кг даст экономический эффект до 500000 руб. на одно изделие.



# КОЛЬЦЕВЫХ ЗАГОТОВОК ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

66-3738

## МЕТОДЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ





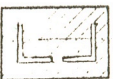




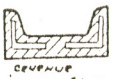










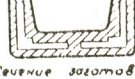










Свободная заготовка	Гибка из катаных профилей	Гибка из прессованных профилей	Центрабужное литье и раскатка	Обдавливание листовых заготовок	Разработанные листовые заготовки со сжатием листа
<p>Исходная заготовка</p>  <p>осадка</p>  <p>продвижка отверстия</p>  <p>Раскатка кольца</p>  <p>сечение заготовки</p> 	<p>Исходная заготовка</p>  <p>прокатка</p>  <p>гибка в кольцо</p>  <p>сварка</p>  <p>сечение заготовки</p>  <p>калибровка</p> 	<p>Исходная заготовка</p>  <p>прессованные профили</p>  <p>гибка в кольцо</p>  <p>оборка</p>  <p>сечение заготовки</p>  <p>калибровка</p> 	<p>Заливка в кокиль</p>   <p>Раскатка</p>  <p>сечение заготовки</p> 	<p>Исходная листовая заготовка (сектор)</p>  <p>сварка секторов</p>  <p>Обдавливание по оправке</p>  <p>сечение заготовки</p> 	<p>Исходная листовая заготовка</p>  <p>прокатка</p>  <p>гибка в кольцо</p>  <p>сварка</p>  <p>сечение заготовки</p>  <p>калибровка</p> 
<b>ОСНОВНЫЕ ПРЕИМУЩЕСТВА</b>					
1 Простота технологического процесса 2 Низкая стоимость оснастки 3 Возможность применения существующего оборудования	Более высокий коэффициент использования материала по сравнению с ковочными заготовками	1 Возможность прессования малопластичных материалов 2 Низкая стоимость и малый вес стальной оснастки.	Возможность получения высокого коэффициента использования материала	Простота получения исходной листовой заготовки и самого технологического процесса	1 Возможность получения профилей с относительно малыми внутренними радиусами и уменьшением потерь в зонах изгиба 2 Высокий коэффициент использования материала
<b>НЕДОСТАТКИ</b>					
Большая потребность в механической обработке	Необходимость в специальном оборудовании и оснастке	Очень низкая стабильность формообразующей инструмента	Сложность технологии получения сплавов из титановых сплавов	Большой внутренний радиус и связанная с этим ограниченность геометрии изготавливаемых деталей	Необходимость в специальном оборудовании и оснастке
<b>КОЭФФИЦИЕНТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАТЕРИАЛА</b>					
0,07 ÷ 0,1	0,2	0,2 ÷ 0,3	0,3 ÷ 0,5	0,2 + 0,4	0,3 ÷ 0,6

Рис. 10. Анализ современного состояния технологии изготовления кольцевых заготовок из титановых сплавов



## Классификация исследуемых схем формообразования профилей.

66-3739

		СХЕМА №1			Постоянные величины	Переменные величины
		1 <sup>й</sup> переход	2 <sup>й</sup> переход	3 <sup>й</sup> переход		
1 <sup>й</sup> вариант						$R > R'$ $z > z' > z''$
2 <sup>й</sup> вариант					$z' = z'' = z'''$	
СХЕМА №2						
1 <sup>й</sup> вариант						$z > z' > R'$ $z > z' > z''$ $R > R'$
2 <sup>й</sup> вариант					$z' = z$	$R > R'$
СХЕМА №3						
					$z = z'$ $R = R'$ $R > R'$	Положения осей B-B C
СХЕМА №4						
					$R = R'$ $L = L'$	C
СХЕМА №5						
					$R = R'$ $L = L'$	C
СХЕМА №6						
1 <sup>й</sup> вариант						$R > R'$
2 <sup>й</sup> вариант						

Рис 20. Классификация исследуемых схем формообразования профилей.



### СХЕМЫ ФОРМОБРАЗОВАНИЯ И ПРИЛОЖЕНИЯ СЖИМАЮЩИХ УСИЛИЙ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ПРОЦЕССАХ СТЕСНЕННОГО ИЗГИБА

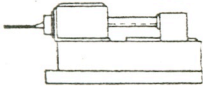
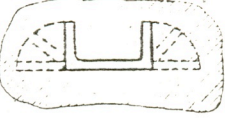


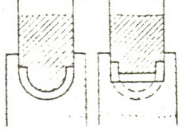
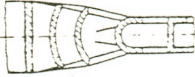
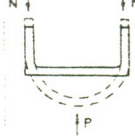
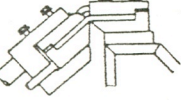
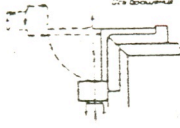
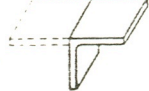

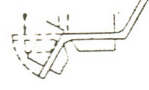
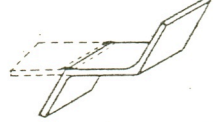

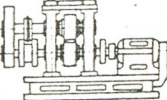
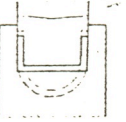
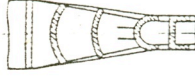
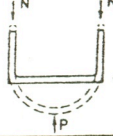
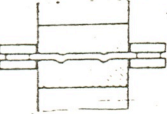
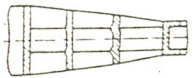
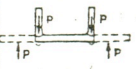
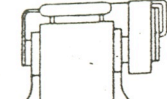
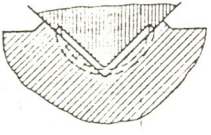
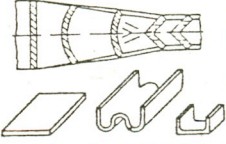
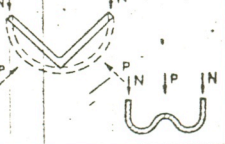
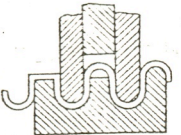
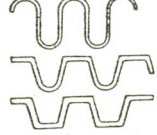

ПРОЦЕССЫ ФОРМОБРАЗОВАНИЯ	ВИД ОБОРУДОВАНИЯ	ЭЛЕМЕНТЫ ОСНАСТКИ	СХЕМЫ ФОРМОБРАЗОВАНИЯ	СХЕМЫ ДЕЙСТВИЯ УСИЛИЙ	ШИФР СХЕМ ПО КЛАССУ ФИКЦИОНА
ТОЛОЧЕНИЕ					I-1 I-2a
					II-1 II-2a II-3a, r
ИЗГИБ В КРОМКО- МОБОЧНОМ УСТРОЙСТВЕ					I-1
					I-2a, b I-3a, b, r
ПРОКАТКА					II-2a II-1 II-3a, r
					I-3a, b, r
ПРОКАТКА					II-1 II-2a II-3a, r
					II-a II-1

Рис . 19 Схемы формообразования и приложения сжимающих усилий при различных процессах стеснённого изгиба.



### З а к л ю ч е н и е

Учеными Ульяновского политехнического института Минвуза РСФСР при участии ученых промышленных министерств решена новая комплексная научно-техническая проблема, связанная с развитием теоретических основ стесненного изгиба, созданием технологии для получения специальных профилей и внедрением ее в промышленность, что позволяет повысить эффективность построения целого класса высококонесущих панелей всех видов из новых материалов для образцов вооружения и военной техники.

Работы по внедрению прогрессивных технологий, выполненные организациями Минвуза РСФСР и рядом промышленных предприятий МАП показали, что применение метода стесненного изгиба при создании конкретных изделий и образцов специальной техники позволяет: - достигнуть снижения массы ряда корпусных конструкций не менее чем на 4÷5 %;

- увеличить ресурс конструкции, при всех прочих равных условиях, на 20÷30%;

- повысить коэффициент использования материала на 15÷20%;

- снизить трудоемкость изготовления корпусных конструкций в 1,2÷1,5 раза;

- автоматизировать процесс изготовления конструкций (панелей) из материалов, которые трудно поддаются обработке на существующих установках.

Кроме того, в процессе выполнения работ по созданию новых конструкций для летательных аппаратов получены следующие качественно новые результаты:

I. Теоретическими и экспериментальными работами, проведенными с применением новых материалов, практически доказана возмож-



ность создания перспективных конструкций для летательных аппаратов всех классов с весьма высокой весовой отдачей из титановых сплавов <sup>и</sup> высокопрочных нержавеющей сталей.

2. Показано, что силовые элементы конструкций авиационной техники типа гофр, профиль, кольцо и оболочка из высокопрочных малопластичных материалов следует изготавливать из листа методом стесненного изгиба, обеспечивающим, по сравнению с другими методами, уменьшение веса на 8-12%, снижение трудоемкости и металлоемкости в два и более раза, повышение качества, надежности и ресурса авиационных конструкций.

3. Показано, что в настоящее время стесненный изгиб можно выполнять по шестнадцати различным схемам с созданием дополнительных сжимающих усилий в них до и в процессе формирования малых относительных радиусов, с утолщением материала в зонах изгиба.

4. Предложена гипотеза "ортогональных линий", которая по сравнению с гипотезой "плоских сечений" более точно отражает процесс деформирования материала стесненным изгибом. На базе этой гипотезы с помощью уравнений равновесия и пластичности для ортотропного идеально-пластичного и упрочняющегося тела определено напряженно-деформированное состояние в зоне стесненного изгиба, что позволило определить усилие и момент на биссектрисе угла и получить замкнутую систему уравнений для расчета геометрии профиля и гофра. Получены расчетные формулы для определения силовых параметров при различных процессах деформирования листовых материалов стесненным изгибом, дающие хорошую сходимость с экспериментом.

5. Экспериментально исследованы основные схемы образования утолщений в исходных заготовках различной кривизны. Показано, что



с уменьшением исходной кривизны возрастает возможность увеличения толщины материала при одновременном снижении деформации растяжения в радиальном направлении. Анализ рациональных схем формообразования листовых заготовок стесненным изгибом при различных методах деформирования позволил создать руководящие технические материалы по выбору оптимальной схемы деформирования для заданного профиля.

✓ 6. Для материалов ВТ1-1, СТ4-1, СТ4, ВТ14, ВТ15, ВНС-2 и ВНС-2Н определена взаимосвязь между шириной заготовки и утолщением материала в зоне сгиба, установлена оптимальная величина этого утолщения и даны рабочие графики для конструкторов и технологов производства.

✓ 7. Разработаны технологические процессы формообразования стесненным изгибом тонколистовых профилей из стальных и титановых сплавов в роликах гибочно-прокатных станков:

а) без разупрочнения материала непрерывным деформированием полосы в профилированную заготовку с большими относительными радиусами, а затем - получением из нее профиля с малыми относительными радиусами и правкой его на выходе из стана;

б) с индукционным нагревом профилированной заготовки с большими относительными радиусами и дальнейшим деформированием ее стесненным изгибом в нагретых роликах при температуре рекристаллизации.

9 ✓ 8. Формирование профилей в штампах по прямой и обратной схемам с нагревом материала позволяет осуществлять промышленное изготовление их предложенным методом при автоматизации процессов и совмещении технологических операций.

10 9. Создано отечественное оборудование для получения опытных полупромышленных партий профилей и гофров из высокопрочных и мало-



пластичных листовых материалов гибкой-прокаткой, гибкой-волочением и изгибом в кромкогибочных машинах. Оборудование, предназначенное для изготовления опытных партий профилей, сделано в виде испытательных стендов, позволяющих измерять силовые параметры, деформацию и температуру, то есть все величины, необходимые для отработки научно-обоснованной технологии.

10. Экспериментальное исследование точностных возможностей изготовления гофров из титановых сплавов стесненным изгибом в штампах с утолщением зоны сгиба в пределах 6-10% свидетельствует о том, что отклонение габаритных размеров по шагу и высоте от номинальных размеров инструмента лежат в пределах двенадцатого качества точности, а отклонения углов соответствуют допускам на свободные угловые размеры. Точность изготовления геометрических размеров профилей, полученных стесненным изгибом при прокате, по сравнению с изготовлением их обычной гибкой в штампах, значительно выше и вполне соответствует принятым техническим условиям.

12. При отработке технологии изготовления профилей из сплава АВМ-1 применялись методы просвечивающей электронной микроскопии, рентгеноструктурного анализа, внутреннего трения, которые показали целесообразность их использования для поисков субмикроскопических критериев качества и ресурса профилей.

13. Сравнительные испытания панелей на сжатие показывают, что панели из профилей полученных стесненным изгибом, допускают критические напряжения на 7-10% более высокие, чем панели с профилями, полученными методами обычной гибки.

14. Повышение критических напряжений панелей на 7-10% позволит облегчить самолеты на 0,7-1% от взлетного веса, что дает значительный экономический эффект и обеспечивает возможность значительного улучшения летно-тактических характеристик как боевых, так и пассажирских самолетов.



15 ✓ 14. По результатам статических испытаний более 600 панелей, на общую и местную потери устойчивости построены рабочие графики зависимостей  $\sigma_{кр} = f(\eta/\mu)$  для всех видов панелей из Д16Т; В95Т; ОТ4-1; ОТ-4; ВТ-16; ВНС-2; ВНС-2Н; СН-4. Большая часть из них внедрена в реальные конструкции летательных аппаратов, а остальные находятся в стадии освоения и внедрения. Во всех случаях удалось обеспечить высокую удельную прочность и жесткость при высоких температурах и заданных весовых характеристиках. В настоящее время разработаны руководящие технические материалы и даны рекомендации по оптимальному выбору основных геометрических параметров конструкции панелей.

16 ✓ 15. По результатам статистических испытаний панелей и собственно профилей из материалов ОТ4-1, ОТ-4, ВТ-16, ВНС-2, ВНС-2Н определены  $\sigma_{кр}$  полок и стенок и построены зависимости  $\frac{\sigma_{кр}}{\sigma_b} = f\left(\frac{b}{\delta}\right)$  которые позволили получить следующие результаты:

а) характер изменения кривых в относительных величинах практически не зависит от марки исследованных материалов;

б) на основании выявленной закономерности можно построить графики зависимости  $\sigma_{кр} = f\left(\frac{b}{\delta}\right)$  местной потери устойчивости для всех применяемых конструкционных материалов (по их физико-механическим характеристикам) без проведения большого объема экспериментально-исследовательских работ;

в) построенные графики  $\sigma_{кр} = f\left(\frac{b}{\delta}\right)$  для ОТ4-1, ОТ-4, ВТ-16 и ВНС-2 обеспечивают выбор рациональных размеров любого элемента профиля входящего в силовую конструкцию и являются полезным пособием в работе конструктора.

18 ✓ 16. Для дальнейшего повышения несущей способности основных силовых элементов на общую и местную потери устойчивости и обеспечения снижения веса конструкции планера намечены пути дальней-



шего развития исследований стесненного изгиба с целью получения:

- новых панелей, состоящих из клиновидных обшивок, подкрепленных профилями переменного сечения с толщинами полок и лапок в 1,5-2 раза большими чем у стенок ( $\delta$  полок = 1,2÷1,5 мм  $\delta$  стенок = 0,6÷0,8 мм);

- новых гофрированных элементов для многослойных оболочек из толколистовых высокопрочных сплавов с толщинами 0,1-0,4 мм;

- новых листовых панелей и оболочек с местными элементами жесткости;

- новых оболочек, колец и шпангоутов с более высокими утолщениями в зонегиба за счет наложения дополнительных нагрузений сжатия вдоль линии изгиба.

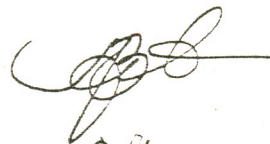
Освоение и дальнейшее внедрение их в серийном производстве позволит еще более снизить вес основных силовых элементов планера и летательного аппарата в целом, что в конечном итоге является самым главным фактором при его создании.

19 Таким образом, работами ученых Минвуза РСФСР и промышленности создано новое научное направление при обработке материалов давлением, разработаны теоретические и экспериментальные основы метода стесненного изгиба, спроектированы, изготовлены и внедрены опытно-промышленные установки и оборудование, разработаны руководящие технические материалы для конструкторов и технологов по проектированию и изготовлению профилей, гофров, колец и оболочек из новых материалов. Эти материалы технологически исследованы и освоены, как в опытном так и в серийном производстве.

20 Новые конструктивные решения и новые технологические процессы обеспечивающие создание гаммы легких высоконесущих элементов конструкций для современных и перспективных летательных аппаратов,

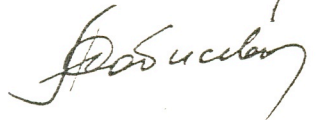


могут быть рекомендованы для использования в строительстве и практически во всех отраслях народного хозяйства, со значительным экономическим эффектом, а также при создании перспективных образцов вооружения и военной техники.

 ПРОСКУРЯКОВ Г.В.

 МАМОНТОВ Е.А.

 ЗАЖИГИН А.С.

 СОБИСЕВИЧ Л.Е.