

50X1-HUM

**Page Denied**

Next 2 Page(s) In Document Denied

*Reproduced*

FROM

LOW CONTRAST COPY.

ORIGINAL DOCUMENTS  
MAY BE OBTAINED ON  
LOAN

FROM

**CADO**

STAT

**Page Denied**

Form No. 310  
1 Feb 47  
Form No. 732

MASTER TYPING GUIDE  
for reduction to 8 x 10 page size

STAT

IMPROVEMENT OF DURABILITY OF AIRCRAFT  
ПОВЫШЕНИЕ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

by P. M. Brailovski

**CONFIDENTIAL****RESTRICTED****IMPROVEMENT OF DURABILITY OF AIRCRAFT**

by P. M. Brailovski

The strength of any part of a welded structure is almost always less than the strength of the same part in its original state. Investigations of the durability of some test specimens of welded steel tubes trade-marked ZOKHOMA that were conducted by N. I. Marino and M. B. Sarov [see TVF (Air Fleet Technology) No. 11, 1946] indicate that the margin of safety of such welded parts reaches 5 to 6 kg/mm<sup>2</sup> and comprises 1/5 to 1/10 of the original strength of the tube. In many instances, a still greater loss of tube strength (as high as 30 times) in the welded structures\* was observed at vibratory loadings. In the meantime, welded tubular structures have been widely employed in aircraft construction. This includes the engine mount, exhaust stacks, fuselage frames, undercarriage frames, struts, braces, and crossbraces, etc.

The present development of modern technology permits standards requiring the strength of welded structural parts to be as great as the strength of the material itself in an unwelded state. The author has succeeded in developing a new welding technique for tubular structures, thereby solving to some extent the problem of reduced strength due to welding.

In the construction of one type of aircraft there is a great number of welded tubular parts made of chrome molybdenum steel of ZOKHOMA make, that are very important structurally. These tubes are 25 to 28 mm in diameter. The ends of the tubes are slotted for insertion of the gaskets, which are welded together. After welding, the frames are heat-treated to  $\sigma_b = 120 - 140 \text{ kg/mm}^2$  (normalized). A general view of the welded assembly is given in fig. 1. The results of tests on several truss parts and unwelded tubes heat-treated to the same strength are summarized in table 1. On the average, the breaking force of the upright was reduced by 4900 kg or 31% in comparison with the unwelded tube.

Table 1

The breaking force (kg)		Decreased breaking force of (welded) brace in comparison to breaking force of the tube (before welding) in %	Cross section of the upright tube (mm <sup>2</sup> )	Temporary resistance of the tube kg/mm <sup>2</sup>	Vickers hardness testing method Hv
Upright	Welded tube				
8900	15700	45	122.9	127.8	415
11950	16500	28	122.9	134.2	426
8600	15700	44	120.3	130.5	418
12200	15200	20	122.0	124.7	392
13600	16500	18	125.2	132.0	424

\* A great loss of the strength may be observed not only in welded areas, but also in other parts of the structures.

**RESTRICTED**

## RESTRICTED

The character of the destruction of the welded uprights is shown in fig. 2.

Detailed study of the static test results and of the component parts of the broken uprights permits certain conclusions to be made.

Installation of the gusset always leaves a gap with a right angle; this factor causes intense concentration of stresses at the corners of the slot. Ordinary welding does not guarantee a complete weld of this gap which remains, in part, in the finished upright. A cross section of the welded upright with a welded gusset usually has the appearance shown in fig. 3.

It is established by a series of tests that in all similar cases of welded uprights, the failure occurs at the non-welded areas in the slot ends. The stress distribution diagram of such welded joints in cross section at the slotted ends should look like fig. 4.

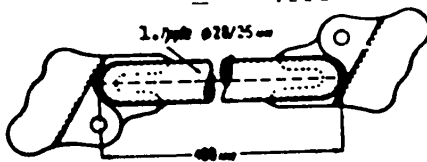


Fig. 1  
1. Tube  $\phi$  28/25 mm.

Fig. 2

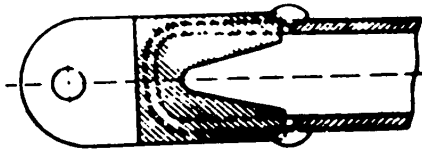


Fig. 3

Aside from incompletely welded ends of the slots, the character of the unwelded seam at a cross section of the slotted portion of the tube exerts a considerable influence on the strength of the joint, especially with the dynamic loading.

**RESTRICTED**

## RESTRICTED

Stress concentration in these and other similar places, the slight, often permissible, defects in the weld (slight undercut and even overlap of the weld bead) also acutely affect the strength of the structure, particularly durability in the presence of vibratory loading. The above-mentioned structural and technical defects in aircraft construction cannot be compensated by a simple increase of the cross section of the welded joints. The only correct solution to the problem of increased strength is the development of a welding method of all areas of stress concentration in the structure, which would, by its very nature, exclude in these areas the possibility of welding defects (undercut, overlap, overheating, etc.) leading to the formation of new stress concentrations, and which would dissipate stress in these areas.

For a solution of these problems, the author developed a new welding method for tubular aircraft structures consisting of the following:

Welding the gusset with the tube is divided into two operations, and welding the gusset edges with the slot ends in the tubes is accomplished in two stages.

The first operation consists of ordinary arc welding of the gusset with the tube in all places except the areas at the ends of the slots. The quality of the weld should conform with generally accepted technical conditions, that is, to some extent, portions of the weld bead may contain under-weld, undercuts, pits, holes and other defects. Defects such as overlap of the bead on the base metal are permissible without limit.

The second operation is oxyacetylene welding of the gusset butt ends to the weld ends of the arc welding. This is done in two stages. First the butt ends of the gussets are welded to the ends of the two beads from the arc welding with the inner ends of the tube slots by the common "welding spot." The welding must guarantee a full penetration or weld-through of the area and all welded joints must be as one unit. The unavoidable overheating of a certain area of the tube in the region of the "welding spot", and also a comparatively abrupt change from the gusset to the tube, should be compensated by depositing a welded wedge (fig. 5). Depositing the "welded wedge" should start on the tube at a distance not less than 20 mm from the end of the slot and be continued toward the butt of the gusset. The "welded wedge" begins as a hardly noticeable increase of the thickness, is gradually increased in width and height by the deposited material, joins the gusset butt and the ends of the gusset welding beads and overlaps the "welding spot." The "welded wedge" should also overlap the gusset beads by no less than 5 mm.

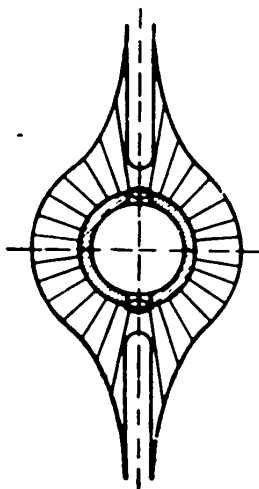


Fig. 4

The start of the "welded wedge" ("a" on fig. 5) should not have any welding defects (undercuts, holes, and even no overlaps). Any welding defect, unimportant at any other area of the welding joint, will produce a very considerable influence on the strength and particularly on the durability of the tubular

\* Authorship Certificate No. 62521 from the State Planning Commission of the Union of the Soviet Socialist Republics (published in Bulletin No. 2-3, 1913 of the Bureau of Inventions of the State Planning Commission U.S.S.R.

## RESTRICTED

welded structure at areas of stress concentrations.

In the event that a defect is found at the beginning of the "welded wedge", a new deposition of the "wedge" head is made at a distance of 5 mm from the previous one.

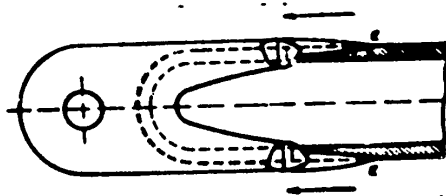


Fig. 5

Numerous tests of welded uprights, fabricated by the new method, indicated fully satisfactory results. Static shear test data for the typical series of welded uprights is shown in table 2. In fig. 6 are the photographs of a series of destroyed uprights. As is seen, the failure on all tested uprights occurred at the body of the tube at a distance of 30 to 50 mm from the start of the "welded wedge."

Fig. 6

With the new welding method, the strength of the welded upright is determined by the tube of the upright at a given condition.

Figure 7 shows the photograph of a typical series of welded uprights of a different design welded by the new method after the static shear test. As in the previous case,

Fig. 7





# RESTRICTED

failure of the welded uprights occurred far from the welded areas on the body of the tube.

Table 2

Ultimate breaking force (kg)		Decreased breaking force of (welded) brace in percentage in comparison to breaking force of the tube (before welding)	Cross section of the upright tube (mm <sup>2</sup> )	Temporary resistance of the tube (kg/mm <sup>2</sup> )	Vickers hardness testing method Hv
Upright	Whole tube				
15300	15300	none	122.4	125.0	388
14970	14970	"	122.3	122.0	392
16100	16100	"	125.1	128.7	404
16900	16900	"	124.9	135.4	418
14970	14970	"	122.5	122.0	394

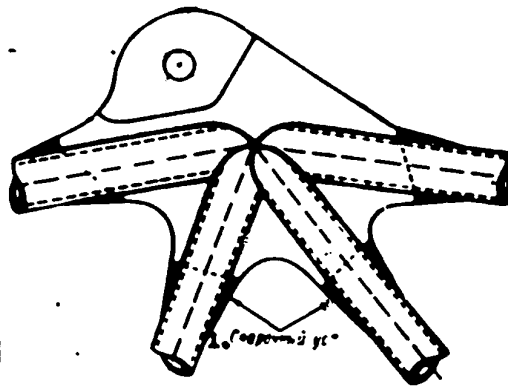


Fig. 8

1. Welded wedge.

The increased strength of the welded upright may be explained firstly by the elimination of structural stress concentration, and secondly by the presence of the "welded wedge" which distributes the stresses evenly along the entire length of the upright tube.

The new method of welding parts with structural stress concentration areas is already widely employed in the aircraft industry in fabricating various tubular welded structures.

Figure 8 shows a sketch of complicated tube clusters with a cut-in gusset. At the areas of stress concentration, "welding spots" and "welding wedges" are deposited to exclude the possibility of stress concentration at these areas and the consequent premature failure of the structure.



RESTRICTED

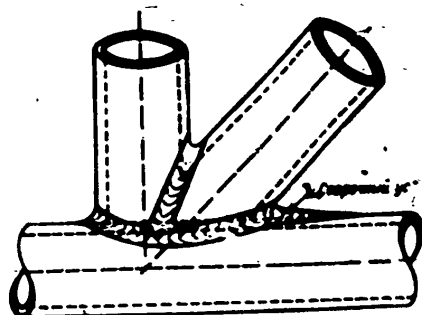


Fig. 9

## 1. Welded wedge.

In the construction of the weld-cluster illustrated in fig. 9, the "welded wedge" is deposited on the side of the acute angle to exclude the possibility of structural failure in this area at low stress concentrations.

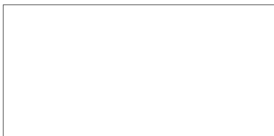
Sometimes, when two tubes are welded at a 90° angle, it is recommended that a deposition of "welded wedges" on both sides of the vertical tube be made along the center line of the horizontal tube (fig. 10).

When the butt ends of two tubes are joined by welding, it is recommended that a deposition of four "welded wedges" be made (fig. 11).

Practical experience with a great number of welded tubular structures fabricated by the new method indicated entirely satisfactory results. For example, on the engine mount frames of one aircraft that has been in service, there were nearly one million areas welded by the new method. Not a single case of failure of the engine mount frames occurred in these areas during the entire operating time of the aircraft.

The "welding spot" and the "welded wedge", constructed to increase the strength of the parts of the welded structure up to the strength of the unwelded tubes in the given condition, may be made by any method: gas, atomic hydrogen or arc welding. The author's use of oxyacetylene welding is explained by the fact that gas welding permits the easiest fulfillment of all the technological requirements connected with a new method.

The new method permits wide use of arc welding of the important aircraft structures. The high output, the absence of the necessity to utilize scarce materials, low deformation and, most important of all, the absence of gaps are the most important features of arc welding of small-thickness special-grade steels. It is interesting to note that the national aircraft industry began the wide-scale use of arc welding of small-thickness special-grade steels in 1932, whereas the German aircraft industry adopted it only in 1935 and the USA in 1936.



# RESTRICTED

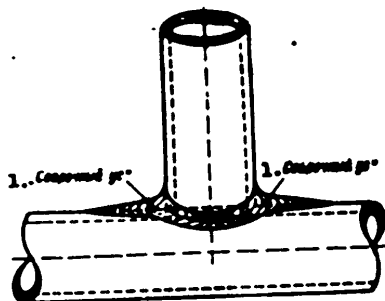


Fig. 10

1. Welded wedge.

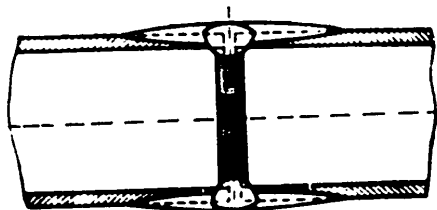


Fig. 11

The lower vibratory strength of aircraft structures joined by arc welding in comparison with structures joined by gas welding hindered, to some extent, the wide adoption of arc welding.

This new method of arc welding permits increase of the static strength of the welded structures up to the strength of the basic material. Future utilization of this welding method in the fabrication of aircraft structures may be greatly expanded.



STAT

STAT

**Page Denied**

# POOR ORIGINAL

IMPROVEMENT OF DURABILITY OF AIRCRAFT CONSTRUCTIONS, 3-4

и авиационной

## ПОВЫШЕНИЕ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

АХВ

Прочность каково-либо элемента в конструкции бывает почти всегда выше прочности материала этого элемента в данном состоянии. Исследования выносят следующие образцы из стальных труб марки 30ХГСА, произведенные Н.И. Марковым и М.В. Серовым (см. ТВФ № 11, 1946), показывают, что предел выносливости таких сварных образцов

достигает до 5-6 кг/мм<sup>2</sup> и составляет от 1/2 до 1/3 прочности целой трубы. На практике наблюдается много случаев еще большей потери прочности труб (до 30-кратной) в сварных конструкциях при вибрационных нагрузках. Между тем сварные трубчатые

конструкции нашли широкое применение в практике самолетостроения. К ним относятся подмоторные рамы, швеллы, карасы фюзеляжей, рамы шасси, стойки, подкосы, раскаты и др.

Уровень развития современной техники позволяет поставить требованию прочности элементов конструкций не уступающей прочности материала. Автор удалось разработать новый способ сварки трубчатых конструкций в известной степени решающий поставленный вопрос.

В конструкции одного самолета было большое количество сварных трубчатых подкосов из стали марки сталь марки 30ХГСА, играющих весьма ответственную роль. Подкосы были изготовлены из труб диаметром 20 мм. По овалу трубы подкоса делались проемы в которые вставлялись уши, они приваривались дуговой сваркой. После сварки подкосы термически обрабатывались до 120-140 кг/мм<sup>2</sup> (общий вид сварного подкоса дан на фиг. 1).

Результаты испытаний партии подкосов, изготовленных этим способом, в та же целю

Подставив эти значения в (2а), получим

$$P = 5,91 \left( 1 - \frac{q}{336} \right) = 0,0114q$$

Предположим, что в результате продолжительного плавирования до малой высоты ступелет достиг скоростного напора  $q = 3500$  кг/м<sup>2</sup>. Тогда, пренебрегая значением  $P$  вследствие увеличения угла наклона траектории самолета, т.е. считая  $\cos \theta \approx 1$ , получим

$$P = 16,3 \text{ кг}$$

Если принимать во внимание упругие деформации триггера, величина усилия на ручке будет выражаться (2б), т.е.

$$A = A_0 \left( 1 + \frac{S_0}{S_0} \right)$$

За величину коэффициента упругой деформации триггера примем максимальное значение  $K = \frac{S_0}{3A_0}$ , из проведенных выше измерений

$$K = 3,4$$

тогда  $A = 0,0114(26 + 3,4 \cdot 16,3)$  и усилие на ручке будет равно

$$P = 27,6 \text{ кг}$$

Таким образом, из-за упругости триггера усилие на ручке возросло более чем на 10 кг.

В рассмотренном примере измерены были также небольшие отрицательные значения  $K$ . Это объясняется тем, что в при других значениях угла наклона элемента деформация триггера приобретает отрицательный характер.

Из диаграммы  $P$  на фиг. 1, кроме того, следует, что изменение характера кривых вследствие деформации триггера или вследствие изменения соотношения со свободной ручкой при изменении угла наклона

дает  $\frac{dP}{d\theta}$  [кг/мм<sup>2</sup>], при этом значение падает. Нельзя не отметить, что именно этим важным обстоятельством объясняется обилие случаев разломов летных испытаний ишемие устойчивости со свободной ручкой. Сравнению со значением ее, полученным при экспериментах в аэродинамической трубе при меньших значениях скоростного напора.

Для уменьшения влияния деформации триггера в шассе необходимо либо изменить путь увеличения жесткости конструкции триггера и тросов управления или, так же по пути снижения нагрузки на триггер, увеличить угол установки стабилизатора.

# POOR ORIGINAL

труб, заваренных до 100 мм, при этом при весе в табл. 1. В среднем минимальная разрушающая сила подкова секции до 4900 кг для 31% по сравнению с разрывным швом усилием делая трубу.

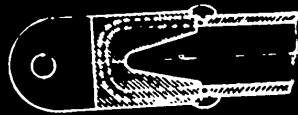
Разрывная сила, кг	Разрывная сила, кг	Разрывная сила, кг		Разрывная сила, кг	Разрывная сила, кг
		Разрывная сила, кг	Разрывная сила, кг		
11500	16200	41	122,0	134,2	118
12200	15200	44	120,0	130,0	116
12700	15200	41	122,0	134,2	118
13000	16500	38	122,2	132,0	124

Характер разрушения сварных подков виден на фиг. 2.

Исходя из изучения результатов этих испытаний и анализа разрушения подков можно сделать некоторые выводы.

После установки ушей всегда остается шов с прямыми углами, что обуславливает резкую концентрацию напряжений в углах проема. Обычная сварка не обеспечивает полного провара шва, в она частично остается в типовой подкове. Сечение трубы сварного подкова с приваренным ухом обычно имеет вид, изображенный на фиг. 3.

Как установлено рядом исследований, во всех подобных случаях разрушение сварных подков происходит в месте неприваренных



конца проема. Углы напряжений такого сварного подка в сечении по концам проема должны быть вид, изображенный на фиг. 1.

Большое влияние на прочность подков, особенно при динамической нагрузке, кроме неприваренных концов проема, оказывает наличие сварного шва в поперечном сечении трубы в зоне проема. Наличие в этих и подобных местах концентрации напряжений, незначительных и часто допустимых дефектов сварки (незначительный подрез в дуге наплавки сварного шва), также резко снижает на прочность конструкции и особенно на ее выносливость при вибрационных нагрузках.

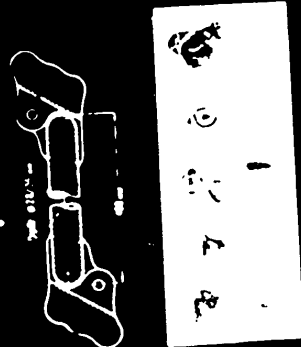
Наличие в авиационных конструкциях указанных конструктивных и технологических дефектов нельзя компенсировать простым увеличением сечения сваренных труб. Единственно правильным решением вопроса повышения прочности можно считать создание такого способа сварки, в котором концентрирование напряжений, который органически исключил бы возможность возникновения в этих зонах дефектов сварки (подрез, наплавка, перегрев и др.), создающих новую концентрацию напряжений, и разрушал бы эти участки.

Для решения поставленной задачи автор разработал новый способ сварки трубчатых авиационных трубок, сущность которого заключается в следующем.

Процесс сварки уха с трубой разбит на две операции, причем сварка торцов ушей с концами проема труб осуществляется в две приема.

Первая операция сводится к обычной дуговой сварке уха с трубой в месте, кроме участка у концов проема. Качество сварки должно соответствовать общепринятым технологическим условиям, т. е. допускаться в этих местах пределов участка швов с неглубокими подрезами, раковинами, свищами и другими дефектами. Такие дефекты, как наплывы сварного шва на икотой металл допускаются без ограничений.

Вторая операция кислородно-ацетиленовая сварка торцов ушей и концов проема вместе с концами швов от дуговой сварки. Эта операция производится в два приема.



Авторство принадлежит Ф. Г. Г. по проекту авиационной промышленности СССР (исполнительное задание: Центр Изобретений Института Соедин. Г.Р. № 1/1415)

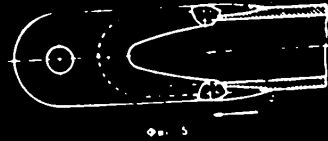
# POOR ORIGINAL

В начале свариваются торцы шланга и концы двух шлангов от дуговой сварки с помощью прорезей на трубе общей «сварочной точкой». Сварка должна обеспечить полный провар участка и соединение всех его элементов в одно целое. Нежелательный перегрев и искристая зона трубы и районе «сварочной точки», а также трещины или резкий переход от уха к трубе должны компенсироваться наплавкой «сварочного уха» (фиг. 5). Наплавка «сварочного уха» начинается на трубе на расстоянии не менее 20 мм от конца прорези и ведется по направлению к торцу уха. «Сварочный ус» начинается на трубе едва заметным утолщением, постепенно увеличиваясь по ширине и высоте за счет присадочного материала, соединяется с торцом уха и концами его. Фланговид швы и перекрывает «сварочную точку». «Сварочный ус» должен перекрывать также фланговые швы не менее чем на 5 мм.

Начало «сварочного уха» (а на фиг. 5) не должно иметь никаких дефектов сварки (порезов, свищей и даже наплывов). Каждый дефект сварки не оказывающий заметного влияния в других участках сварного шва, оказывает исключительно большое влияние на прочность и особенно на выносливость сварной трубчатой конструкции в месте концентрации напряжений.

При наличии какого-либо дефекта в начале «сварочного уха» вновь производится наплавка участка «уса» на расстоянии 5 мм от первого.

Многочисленные испытания сварных подкосов, изготовленных новым способом, показали все же удовлетворительные результаты. Данные испытаний типичной партии сварных подкосов на статический разрыв приведены



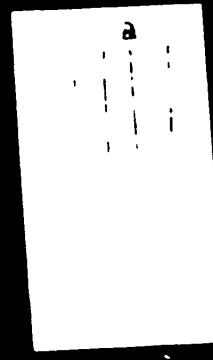
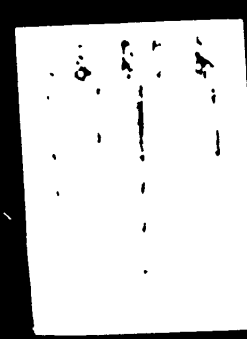
в табл. 2. На фиг. 6 дана фотография партии разрушенных подкосов. Как видно, разрушение всех испытанных подкосов произошло по целому месту трубы на расстоянии 30-50 мм от начала «сварочного уха».

При новом способе сварки прочность сварного подкоса обуславливается прочностью трубы подкоса в данном состоянии.

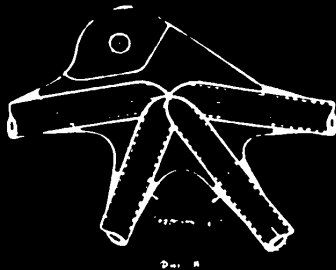
На фиг. 7 дана фотография типичной партии сварных подкосов другой конструкции, сваренных по новому способу, после испытаний на статический разрыв. Как и в предыдущем случае, разрушение сварных подкосов происходило далеко от места сварки по целым трубам.

Таблица 2

Разрушающее усилие [кг]	Диаметр трубы [мм]	Удлинение при разрыве [мм]	Среднее значение удлинения при разрыве [мм]	Среднее значение удлинения при разрыве [мм]	Время отрыва [сек]	Поломка по диаметру [мм]
1300	1420	122	122	122	12	14
1400	1450	122	122	122	12	14
1500	1480	122	122	122	12	14
1600	1510	122	122	122	12	14
1700	1540	122	122	122	12	14
1800	1570	122	122	122	12	14
1900	1600	122	122	122	12	14
2000	1630	122	122	122	12	14
2100	1660	122	122	122	12	14
2200	1690	122	122	122	12	14
2300	1720	122	122	122	12	14
2400	1750	122	122	122	12	14
2500	1780	122	122	122	12	14
2600	1810	122	122	122	12	14
2700	1840	122	122	122	12	14
2800	1870	122	122	122	12	14
2900	1900	122	122	122	12	14
3000	1930	122	122	122	12	14



# POOR ORIGINAL



Фиг. 8

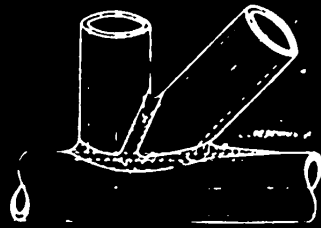
Повышение прочности сварных подкосов достигается, во-первых, ликвидацией конструктивных концентраций напряжений и, во-вторых, наличием «сварочного уса», обеспечивающего равномерное распределение прилагаемых усилий по целому участку труб подкоса вдали от места сварки.

Новый способ сварки участков конструктивных концентраций напряжений уже нашел широкое применение в авиационной промышленности при изготовлении различных трубчатых сварных конструкций.

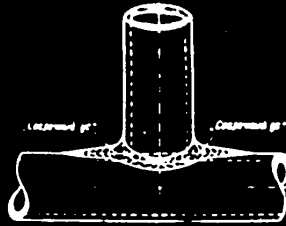
На фиг. 9 приведен эскиз сложного узла из труб с арочной косышкой. В местах концентрации напряжений производится наплавка «сварочных точек» и «сварочных усов», которые исключают возможность концентрации напряжений в этих местах и предупреждают или разрушения конструкции.

В конструкции сварного узла, подобной изображенной на фиг. 4, производится наплавка «сварочного уса» со стороны острия узла, что исключает возможность разрушения конструкции в этом месте при низких напряжениях.

Иногда в случае сварки узла из двух труб встав под прямым углом целесообразно применять наплавку «сварочных усов» с обеих сторон вертикальной трубы по оси горизонтальной трубы (фиг. 10).



Фиг. 9



Фиг. 10

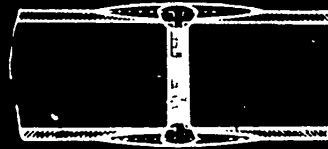
В случаях соединения в сварной конструкции двух труб остри целесообразно производить наплавку четырех «сварочных усов» (фиг. 11).

Эксплуатация большого количества сварных трубчатых конструкций, изготовленных по новому способу, показала вполне удовлетворительные результаты. Так, например, на подмоторных рамах одного самолета, бывшего в эксплуатации, имелось около одного миллиона участков, обработанных по новому способу. Однако за все время эксплуатации не было ни одного случая разрушения подмоторных рам в этих участках.

«Сварочная точка» и «сварочный ус» на элементах сварных конструкций для повышения их прочности до прочности цельных труб в данном состоянии могут быть получены любым способом сварки газовой, атомно-водородной, дуговой. Применение автором кислородно-ацетиленовой сварки вызвано возможностью наиболее легко выполнять при газовой сварке всех технологических требований нового способа.

Новый способ позволяет широко применять дуговую сварку ответственных самолетных конструкций. Высокая привлекательность, отсутствие необходимости применять дефицитные материалы, малые затраты и, самое главное, отсутствие трещин являются важными преимуществами дуговой сварки специальных сталей малых толщин.

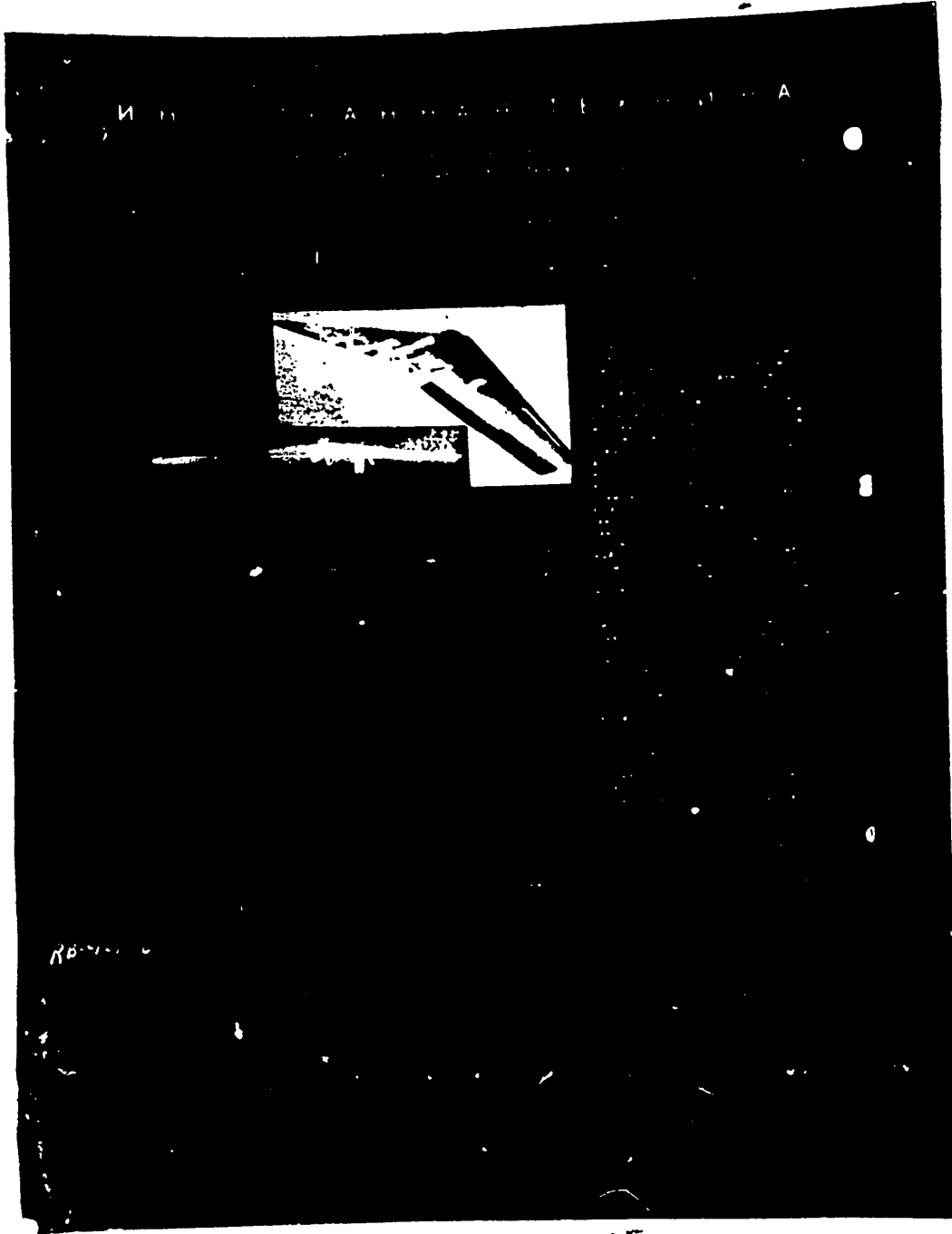
Интересно отметить, что отечественная авиационная промышленность начала широко приме-



Фиг. 11



**POOR ORIGINAL**



RB-1-1-1

1-1-1