

1.7.1.4. Весовая эффективность самолета.

Весовая эффективность самолета рассматривается либо как связь массы снаряженного самолета с параметрами, определяющими ее величину, либо как связь так называемых «критериев весовой эффективности» с какими-то относительными или абсолютными характеристиками самолета. Первый подход предпочтительнее, так как эти связи имеют более показательный характер с меньшим разбросом точек.

Наименование	Количество пассажирских мест	Сумма стартовых тяг установок	Полная площадь крыла	Характеристики		Оперативные		Основные					
				Сечение	Длина	Площадь г.о.	Площадь в.о.	Макс. взлетная масса	Макс. полезная масса	Макс. масса самолета без нагрузки	Макс. масса комм. нагрузки	Макс. эксплуатационная топливная масса	Масса снаряженного самолета
AVRO	7	11	77,	3,	2	25,	20,	43	378	337	9	10	23
AVRO	8	12			26			43	385	358	11	10	24
AVRO	10	12			27			46	401	378	12	10	25
F	7	12	93	3,	27,	21,	12	36	340	319	9	7	22
F	10				32			43	387	358	11	8	24
Canadair	5	8	54,	2,	24,	17,	11,	24	213	199	6	6	13
Canadair	7	11	68,		29			34	303	282	8	9	19
Canadair	8	13	32,		37			333	317	10	8	21	
Fairchild	3	5	4	3,	20,	9,	11,	15	143	130	3	3	9
Fairchild	4	6	4		25,			20			4		11
Fairchild	5	10	7		23,			31			7		19
Fairchild	7	11	7	3,	27,	24	13	37	352	314	8	10	22
Fairchild	10	14	8		31,			49	462	405	13	12	27
Embraer	3	6	51,		2,			24,	11	7,	20	185	160
Embraer	4			26,		21	187	171			5	5	11
Embraer	5			27,		24	200	185			5	5	12
Embraer	7	12	72,	3,01x	29	23,	16	37	328	296	8	9	20
Embraer	7				31,			38	340		9	9	21
Embraer	9	16	9	3,01x	36,	23,	16	50	425		12	13	28
Embraer	10				38,			50	445		13	13	28
RRJ 75	7	145			26,			388	350	326	94	95	231
RRJ								422				126	
RRJ 95	9							145			29,		
RRJ		458	126										

Рис. 1.7-29 Данные реактивных региональных самолетов

Наиболее простыми являются связи массы снаряженного самолета с нагрузками и размерами. Самой обобщенной характеристикой нагрузок на самолет является максимальная взлетная масса. Зачастую отношение полезной нагрузки (коммерческая нагрузка и топливо) к максимальной взлетной массе называют «весовой отдачей», но так как полезная нагрузка является разницей между максимальной взлетной массой и массой снаряженного самолета, то и отношение массы снаряженного самолета к взлетной массе является показателем весовой отдачи. Чем ниже его значение, тем весовая эффективность выше

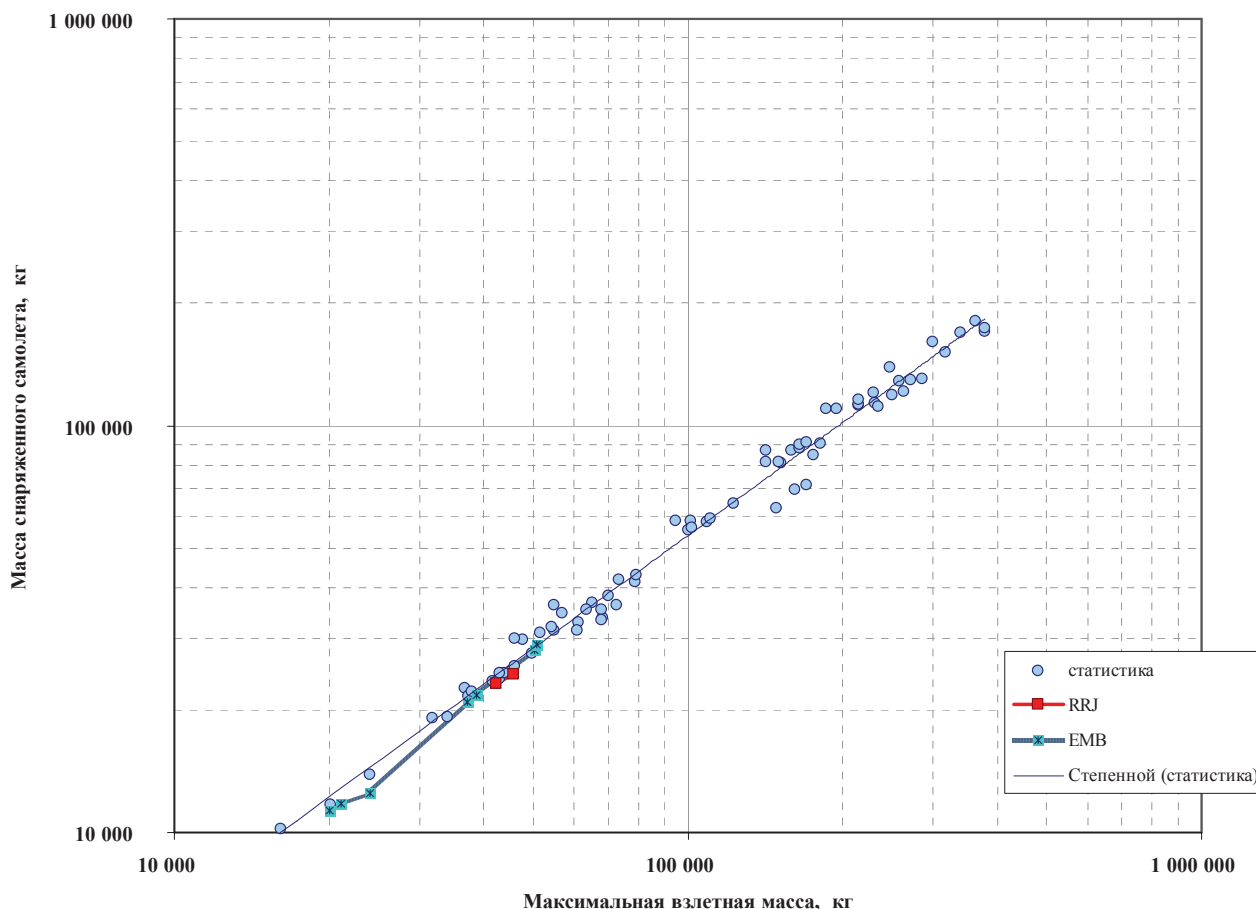


Рис. 1.7-30 Зависимость массы снаряженного самолета от максимальной взлетной массы

Приведенный график показывает, что по весовой отдаче проектируемое семейство соответствует существующему и перспективному уровню весового совершенства.

Этот вывод подтверждает и таблица

Табл. 1.7-13 Доля массы снаряженного самолета

	Доля массы снаряженного самолета во взлетной массе
Fairchild Dornier 728	58,5%
Fairchild Dornier 928	55,3%
Embraer ERJ170LR	56,3%
Embraer ERJ175LR	56,2%
Embraer ERJ190LR	55,8%
Embraer ERJ195LR	57%
RRJ 75 LR	54,8%
RRJ 95 LR	53,3%

Более правомерна (то есть «очищена» от дальности полета и от совершенства аэродинамики и двигателя) связь массы снаряженного самолета с его размерами. В нашем случае за характеристику размера принимается условная омываемая площадь поверхности планера, представляет собой удвоенную сумму полных площадей крыла и оперения, сложенную с площадью поверхности фюзеляжа.

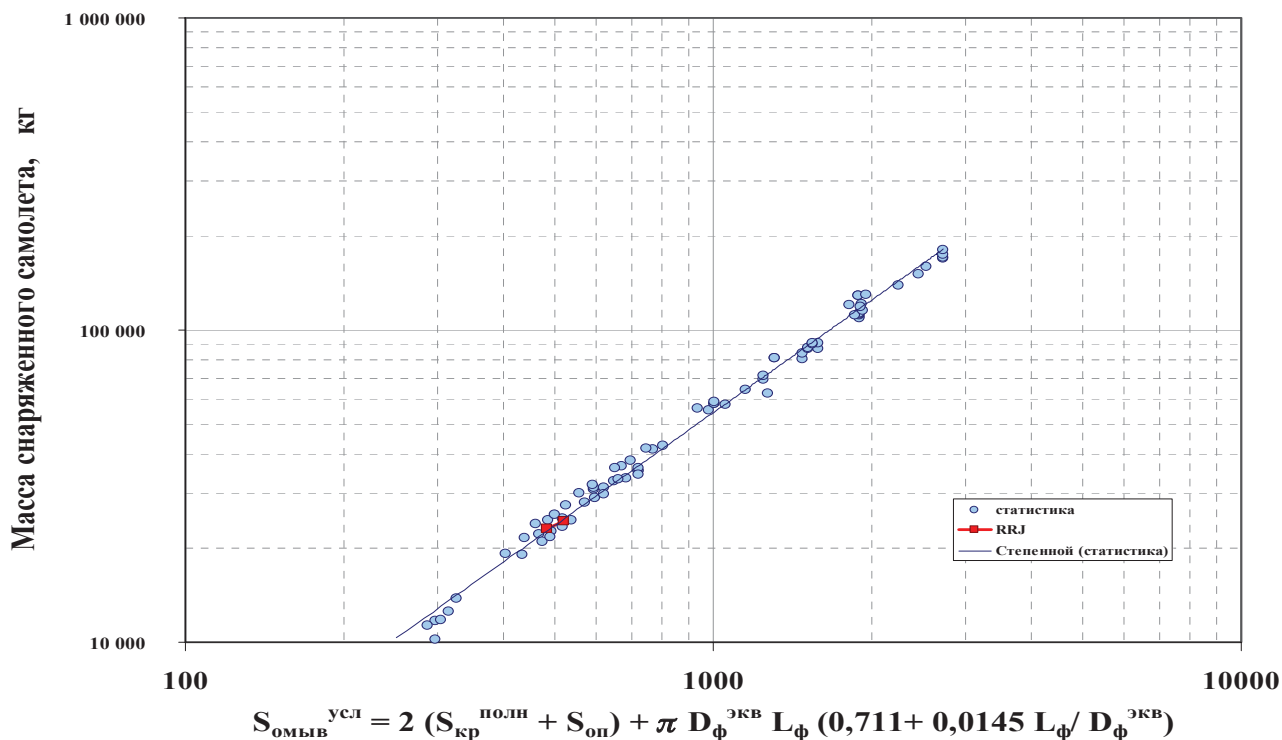
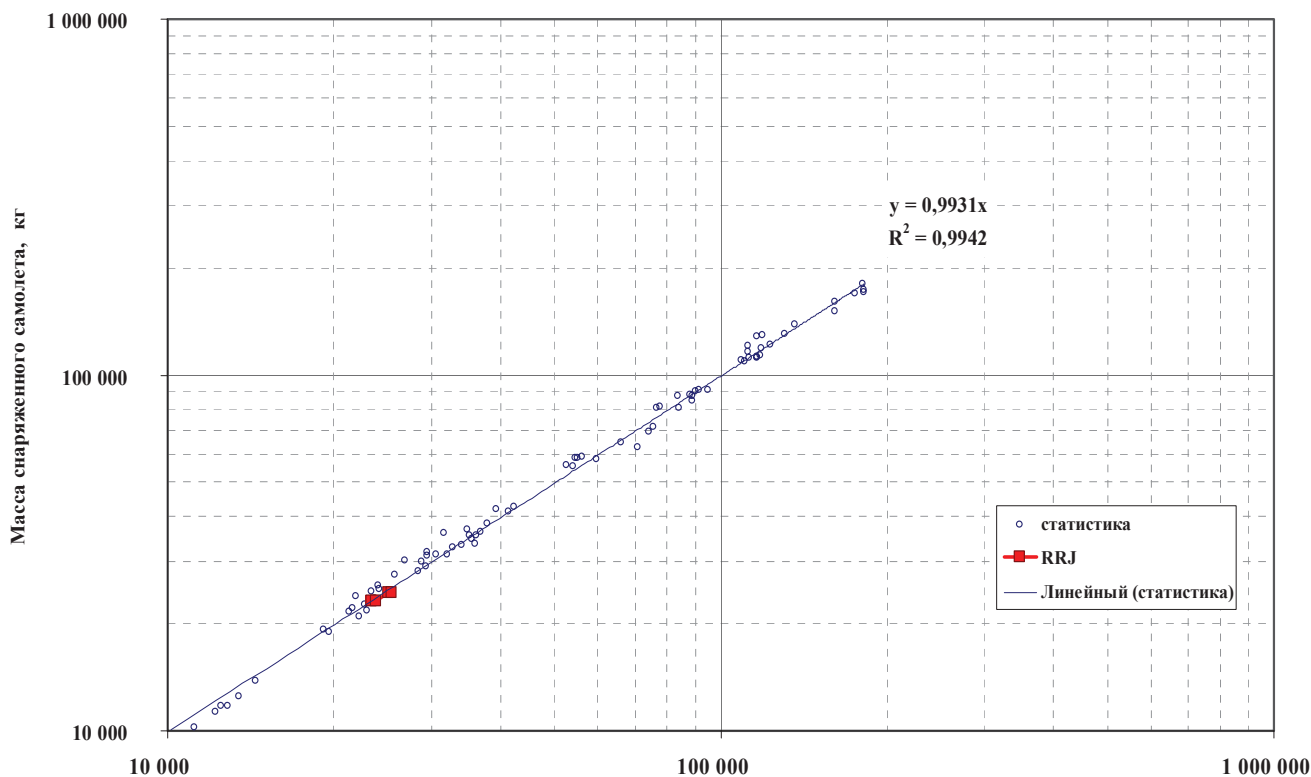


Рис. 1.7-31 Зависимость массы снаряженного самолета от его размеров

Как видно масса снаряженного самолета RRJ соответствует своей размерности.

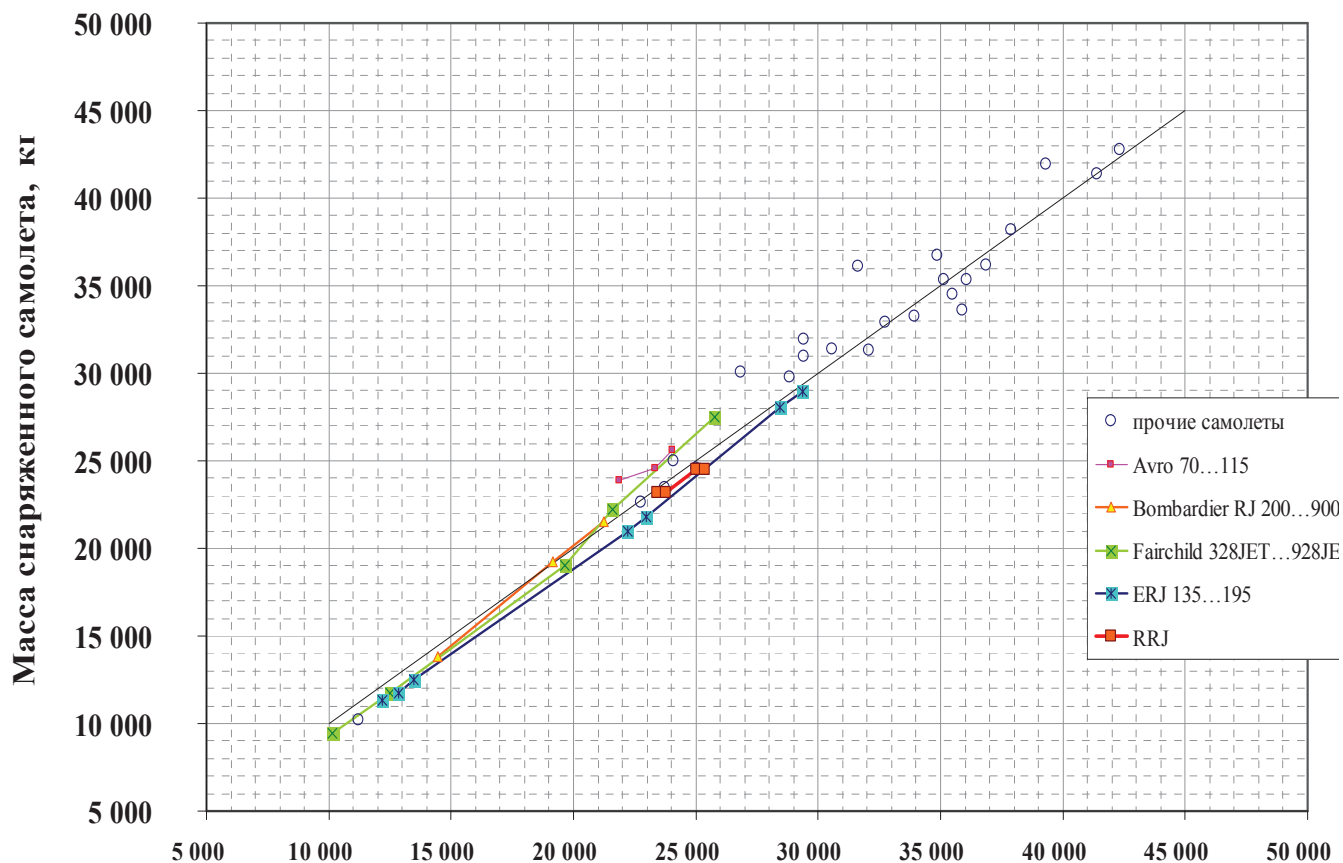
Однако, ни связь с взлетной массой, ни связь с основными размерами самолета полностью не отражает многопараметрической сущности массы снаряженного самолета. Поэтому мы также рассматриваем зависимость от обобщенного статистического параметра, включающего в себя кроме размеров и взлетной массы также тягу силовой установки. Как видно на большом банке статистических данных (от 10 до 200 тонн массы снаряженного самолета) эта связь имеет высокую достоверность.



$$7,6 (2(S_{кр}+S_{оп})+\pi D_{\phi}^{эКВ} L_{\phi}(0,711+0,0145 L_{\phi}/D_{\phi}^{эКВ}))^{1,21}+0,5 R_o^{0,97}+0,255 m_o^{0,925}$$

Рис. 1.7-32 Зависимость массы снаряженного самолета от обобщенного параметра («теоретического аналога»)

Рассматривая эту зависимость в более узком диапазоне, мы можем сравнить массы снаряженного самолета проектируемого семейства и других семейств региональных самолетов.



$$7,6 (2 (S_{кр} + S_{оп}) + \pi D_{\phi}^{ЭКВ} L_{\phi} (0,711 + 0,0145 L_{\phi} / D_{\phi}^{ЭКВ}))^{1,21} + 0,5 R_o^{0,97} + 0,225 m_o^{0,925}$$

Рис. 1.7-33 Зависимость массы снаряженного самолета от обобщенного параметра («теоретического аналога») для региональных самолетов

Это сравнение подтверждает, что масса снаряженного самолета прогнозируется с высокой степенью достоверности.

Однако, наиболее понятным критерием весовой эффективности является отношение массы снаряженного самолета к количеству пассажирских мест (при этом не следует забывать, что этот критерий «не очищен» от дальности полета, так как сильно от нее зависит). Рассмотрим этот показатель для нескольких семейств региональных самолетов

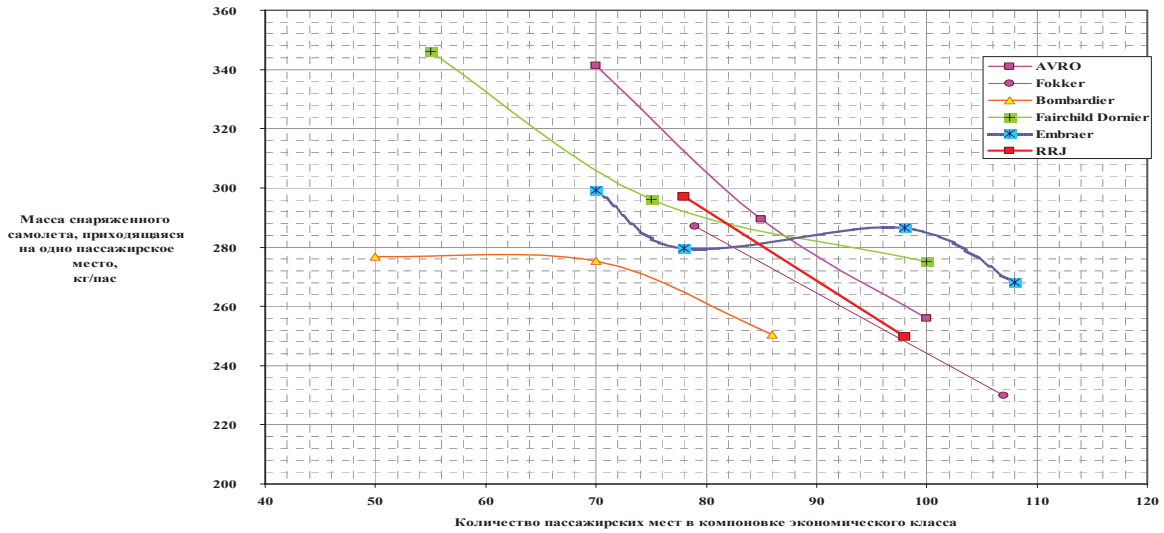


Рис. 1.7-34 Сравнение « $m_{п.сн.}/N_{пас}$ » для региональных самолетов

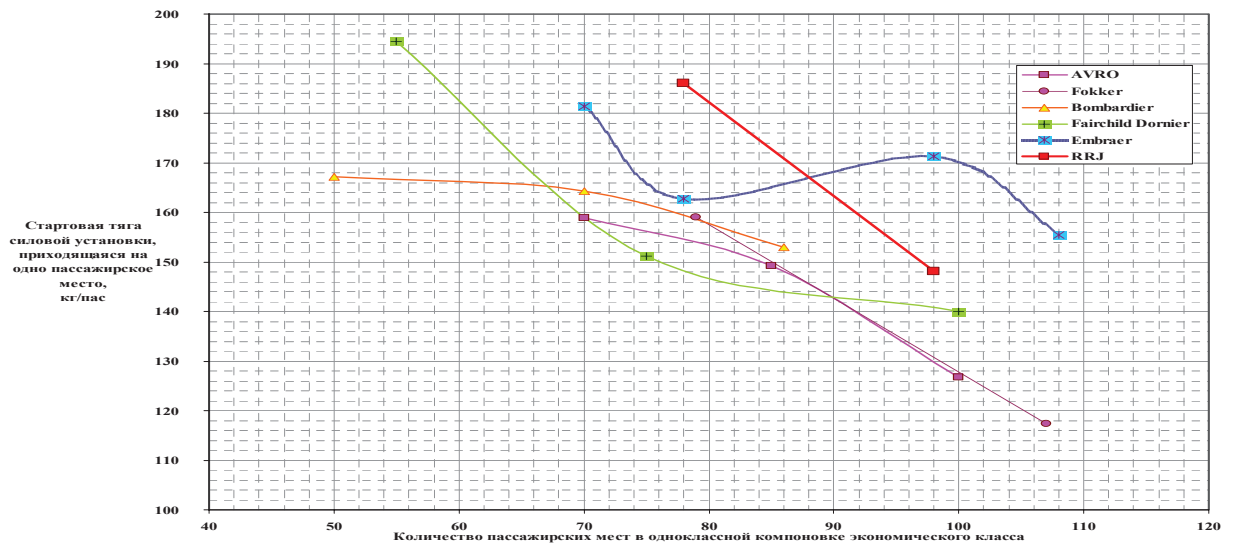


Рис. 1.7-35 Сравнение « $R_{о с.у.}/N_{пас}$ » для региональных самолетов

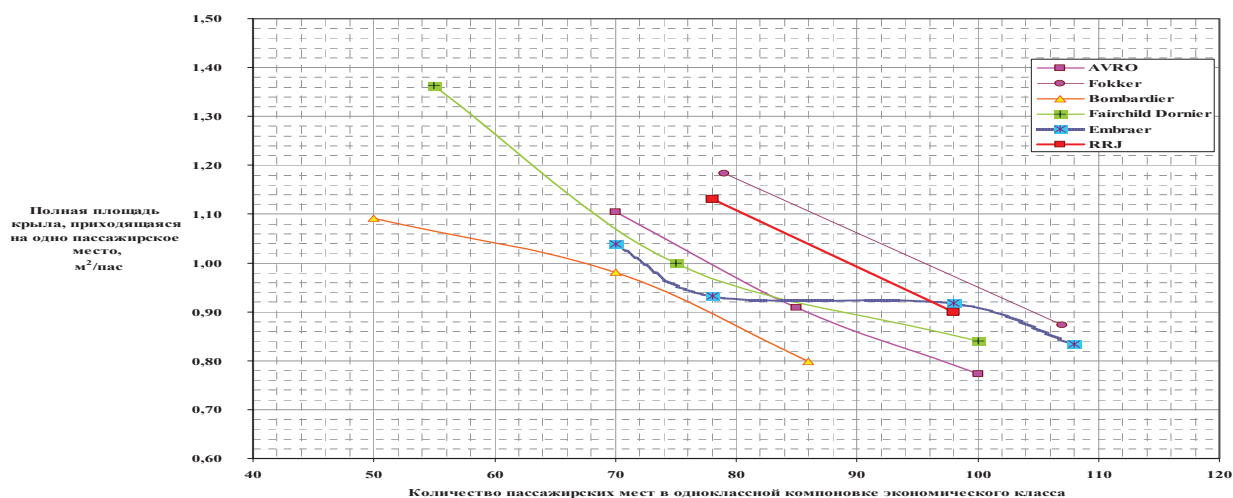


Рис. 1.7-36 Сравнение « $S_{кр}^{полн}/N_{пас}$ » для региональных самолетов

Как видно, весовое совершенство, измеряемое показателем « $m_{п.сн.}/N_{пас}$ » для младшего самолета семейства оказывается хуже, чем у самолетов Эмбраер, не говоря уже о самолетах семейства Бомбардье. И только RRJ 95 обладает высокой весовой эффективностью, определяемой при помощи указанного показателя.

Это объясняется тем, что самолет семейства RRJ средней пассажироместимости имеет большую тягу и площадь крыла, приходящиеся на одно пассажирское место, что приводит к значительным весовым затратам (на одно пассажирское место).

Поэтому весовое совершенство самолета, измеряемое соответствием размерам, нагрузкам и тягам, как показано выше, полностью соответствует перспективному уровню, в то время как тяга силовой установки и площадь крыла переразмерены для младшего самолета семейства. Эта переразмеренность является следствием принятых принципов унификации семейства, когда выбор площади крыла и тяги силовой установки определялся требованиями к наибольшему из самолетов семейства – RRJ 95LR. При этом следует учесть, что при выборе размерности закладывались некоторые резервы.

Еще одним методом оценки весового совершенства исследуемого самолета является метод приведения к весовым характеристикам самолета, принятого за аналог уровня весового совершенства. При таком подходе определяется весовая стоимость каждого из известных отличий исследуемого самолета от аналога. Нами проведена подобная работа при сравнении RRJ 75LR с самолетами EMB 175LR и Фэрчайлд-Дорнье 728. В этих

анализах весовая стоимость отличий в размерах, геометрических параметрах и нагрузках агрегатов планера определена по весовым методикам с использованием метода «множественных вычислений». Эти анализы показали, что весовые данные снаряженного самолета полностью соответствуют его облику, и весовое совершенство самолета соответствует весовому совершенству самолетов-аналогов. Ниже приведена оценка отличий EMB 175 от RRJ 75. Как видно из этого анализа, весовая оценка отличий в размерах, параметрах и нагрузках суммарно взаимно обнуляется, а превышение массы снаряженного самолета RRJ над EMB объясняется только значительно большей массой двигателя, примененного на RRJ.

Табл. 1.7-14 Сравнительная оценка самолетов RRJ75LR и ERJ175LR

Наименование отличий			Обозначение	размерность	Отличительные особенности		Весовая оценка отличий, кг	
					RRJ 75LR	ERJ 175LR		
Крыло	Площадь	полная	$S_{\text{кр}}^{\text{полн}}$	м^2	88,13	72,72	-100	
		трапеции	$S_{\text{кр}}^{\text{трап}}$	м^2	77	~68		
	Геометрические параметры крыла	Удлинение	λ		9,82	~10	45	-30
		Сужение	η		3,25	3,45	-25	
		Стреловидность	$\chi_{1/4}$		25°	23,5°	-50	
	Нагрузочные факторы	Влияние разгрузки двигателями	$m_{\text{дв}}(\text{PPS})$	кг	2132	1521	25	-295
Максимальная взлетная масса		$m_{\text{о}}^{\text{макс}}$	кг	42520 ^{*)}	38790	-320		
Максимальная масса без топлива		$m_{\text{б/топл}}^{\text{макс}}$	кг	36730 ^{*)}	31700			
Фюзеляж	Размеры фюзеляжа	Высота сечения	$H_{\text{ф}}$	м	3,62	3,35	295	
		Ширина сечения	$B_{\text{ф}}$	м	3,46	3,01		
		Длина фюзеляжа	$L_{\text{ф}}$	м	26,328	31,68		
		Площадь поверхности фюзеляжа	$S_{\text{ф}}$	м^2	241	273		
	Влияние размеров и параметров крыла						-30	
	Нагрузочные факторы	Максим. масса коммерч. нагрузки	$m_{\text{кн}}^{\text{макс}}$	кг	9240	9890	40	
Максимальная взлетная масса		$m_{\text{о}}^{\text{макс}}$	кг	42280	38790			
Оперение	Площадь горизонтального оперения		$S_{\text{го}}$	м^2	19,55	23,25	90	110
	Площадь вертикального оперения		$S_{\text{во}}$	м^2	15,4	16,2	20	
Шасси	Максимальная взлетная масса		$m_{\text{о}}^{\text{макс}}$	кг	42280	38790	-130	
	Максимальная посадочная масса		$m_{\text{посад}}^{\text{макс}}$	кг	35000	34000		
Двигатели ("снаряженная гондола") с учетом пилонов			$m_{\text{дв}}(\text{PPS})$	кг	2132	1521	-1360	
Количество пассажирских мест			$N_{\text{пас}}$		78	78	0	
Количество мест в ряду					3+2	2+2	76	
Необъясненное							64 0,28%	
Заявляемая масса снаряженного самолета					23170	21810	-1360	

* – базовый вар.

ВЫВОДЫ ПО ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ.

Проектное весовое совершенство семейства самолетов RRJ соответствует размерам самолетов и нагрузкам, действующих на них.

Весовое совершенство, оцениваемое через отношение массы снаряженного самолета к пассажировместимости, для самолетов со средней пассажировместимостью хуже, чем у других семейств региональных самолетов.

Это объясняется:

I. Уникальными принципами унификации семейства RRJ:

- Первым принципом унификации семейства RRJ является единство геометрии крыла. На других семействах самолетов используются два крыла.
- Вторым принципом является единство двигателя, у которого меньшая потребная тяга достигается только регулировкой. На других семействах самолетов используются два типа двигателей.
- Третьим принципом является единство прочностных характеристик всех агрегатов планера. На других семействах самолетов прочностные характеристики конечно различны, так как различна геометрия.

II. Принципом выбора размеров крыла и тяги силовой установки.

Размеры крыла и тяга силовой установки выбраны исходя из удовлетворения требований к самому тяжелому самолету семейства – RRJ 95LR. Это привело к переразмерности крыла и двигателя для самолета RRJ 75. Переразмерность ведет к росту массы снаряженного самолета по сравнению с другими семействами самолетов, на которых используются другие принципы унификации.