
К 629.7.015 (075.8)

Модификация критериев оценки пилотажных характеристик и явления раскачки самолета летчиком.

А.В.Ефремов, А.А. Коровин

Аннотация.

В работе рассмотрены основные критерии оценивания пилотажных характеристик высокоавтоматизированных самолетов и явления раскачки самолета летчиком PIO. Проведен анализ баз данных динамических конфигураций HAVE PIO, LANOS, NEAL SMITH и предложено правило предварительного отбора конфигураций для уточнения границ уровней, нормируемых критериями. Приведено сравнение прогностических возможностей критериев.

Ключевые слова:

критерий, пилотажные характеристики, раскачка самолета летчиком, прогностические возможности, база данных, динамическая конфигурация, высокоавтоматизированный самолет.

Одним из основных факторов, определяющих развитие современных летательных аппаратов, является значительное влияние средств автоматизации на их динамические характеристики. Процесс разработки системы управления является нетривиальной задачей, решение которой должно удовлетворять требованиям эффективности выполнения целевой задачи, а также безопасности полета.

Выбор параметров системы управления осуществляется с использованием так называемых критериев оценивания пилотажных характеристик. Разработка таких критериев является отдельной сложной задачей, решаемой как в ходе математического моделирования, так и обработки результатов летных испытаний. Решением задачи является нахождение параметров и требований к ним, которые в наибольшей степени описывают динамические свойства самолета. Все большая автоматизация контуров управления самолетом, приводящая к усложнению математических моделей, описывающих его движение, требует поиска новых параметров, определяющих пилотажные свойства. В этой связи в последнее время разработано множество альтернативных критериев, нормирующих требования к обобщенным параметрам системы в соответствии с результатами оценивания в ходе летных испытаний.

В летных испытаниях широко применяется метод опроса летчиков, который позволяет получить субъективную оценку объекта управления. С целью систематизации получаемой информации используются специальные шкалы, позволяющие на основе бальной системы получить количественное измерение пилотажных свойств самолета. В настоящее время основными шкалами оценивания являются:

- Шкала оценивания пилотажных характеристик Купера-Харпера;
- Шкала оценивания явления раскачки самолета летчиком PIOR (pilot induced oscillation rating).

Основываясь на данной методике оценивания в работах [2],[3],[4] были получены базы данных динамических конфигураций (так называемые Have Pio, Neal Smith, LAHOS), которые в основном используются при разработке критериев (т.к. являются наиболее полными банками данных, полученных в ходе летных испытаний).

Понятие «наиболее полный» банк данных еще не означает «наиболее достоверный». Тщательный анализ полетных оценок показал определенные недостатки в экспериментальных исследованиях, а именно:

- Ограниченное число оценок летчиков, полученных для каждой конфигурации (в отдельных случаях не более одной);
- Довольно существенный разброс оценок пилотажных свойств (в отдельных случаях оценки принадлежат различным уровням пилотажных характеристик).

Все это в значительной степени влияет на положение границ, разделяющих плоскость параметров, нормируемых критериями, на области, которые в свою очередь дают понятие о динамических свойствах объекта управления. Отмеченные недостатки снижают точность оценки пилотажных характеристик.

Настоящая работа направлена на устранение отмеченных недостатков путем предварительного отбора банка данных, используемого для формирования и последующего уточнения границ критериев.

Процедура модификации критериев оценки пилотажных характеристик.

Работа по модификации критериев оценивания пилотажных характеристик высокоавтоматизированных самолетов проводилась в 2 этапа:

- 1) Выбор из баз данных Have Pio [2], Lahos[4] и Neal Smith[3] конфигураций, имеющих наиболее достоверные результаты летных исследований.
- 2) Уточнение границ уровней, нормируемых критериями.

1 этап: «Выбор динамических конфигураций для последующей модификации критериев»

В число конфигураций, имеющих наиболее достоверные результаты летных исследований, вошли те, которые удовлетворяют следующим правилам:

- При исследовании динамической конфигурации было выполнено не менее двух зачетных полетов;

- Оценки PR, полученные в процессе летных исследований, принадлежат одному уровню пилотажных характеристик.

На первом этапе работы было отобрано 38 конфигураций, 9 из которых принадлежат первому, 16 – второму и 13 – третьему уровням пилотажных характеристик (табл. 1).

Таблица 1

Конфигурация	Полетные оценки	PR	Уровень	Конфигурация	Полетные оценки	PR	Уровень
LH21	2; 2	2	1	NS3c	4; 3	3,6	2
LH4c	3; 3	3	1	NS3d	4; 4	4	2
NS1b	3,5; 3	3,25	1	NS3e	4; 4	4	2
NS2d	3; 2,5; 2,5	2,7	1	NS4a	5,5; 5	5,25	2
NS8c	3,5; 3	3,25	1	NS7g	5; 6	5,5	2
HP2b	3; 3; 3	3	1	HP36	5; 4	4,5	2
HP21	2; 2; 3	2,3	1	NS1f	8; 8	8	3
HP3d	2; 2	2	1	NS1g	8,5; 8,5	8,5	3
HP41	3; 2; 3	2,7	1	NS2i	8; 8	8	3
NS1a	6; 4; 5	5	2	NS4d	8; 9	8,5	3
LH2a	4; 6	5	2	NS5d	8,5; 9; 9	8,8	3
LH22	4; 4,5	4,25	2	NS5e	8; 8	8	3
LH30	4; 5	4,5	2	HP25	10; 7; 10	9	3
LH1c	4; 4	4	2	HP28	8; 10; 8	8,7	3
LH1-1	4; 4	4	2	HP312	7; 9	8	3
NS2a	4,5; 4	4,25	2	HP313	10; 10	10	3
NS2h	5; 6; 5,5	5,5	2	HP59	7; 8; 7	7,3	3
NS2j	6; 6	6	2	HP510	10; 10	10	3
NS3a	5; 4; 4; 4	4,25	2	LH13	9; 10	9,5	3

В приведенной таблице LH - означает конфигурации (например, 21) из базы данных LANOS, NS – соответствующую конфигурацию из базы данных Neal-Smith, HP – конфигурацию из базы данных Have PIO.

Уточнение границ уровней, нормируемых критериями

2 этап: «Модификация критериев для предсказания пилотажных характеристик»

Уточнение границ уровней было выполнено в соответствии со следующей процедурой:

- Вычисление обобщенных параметров (a_i^*, a_j^*) , нормируемых критериями.
- Нанесение фигуративных точек (a_i^*, a_j^*) на плоскость параметров, (a_i, a_j) определенную для каждого из критериев.
- Определение оценок летчика, соответствующих каждой точке (a_i^*, a_j^*)
- Определение границ уровней пилотажных характеристик (характеризующихся максимальной концентрацией фигуративных точек с соответствующим уровнем пилотажных характеристик).
- Вычисление процентного соотношения конфигураций с правильно предсказанными уровнями оценок пилотажных свойств по модифицированному и исходному критериям. Этот процент вычисляется как отношение числа конфигураций, относящихся к одному уровню пилотажных характеристик (при использовании критерия), к общему числу конфигураций, относящихся к рассмотренному уровню. Для каждого из рассмотренных критериев приведены:
 - модифицированные границы критерия пилотажных характеристик;
 - параметры (a_i^*, a_j^*) , соответствующие каждой конфигурации;
 - процент конфигураций, предсказанных правильно.

Рассматриваемые критерии.

В работе рассмотрено 3 критерия определения уровня пилотажных характеристик (критерий, как требования к показателям процесса $\omega_z(t)$; критерий $\tau - \omega_{BW_0}$; критерий МАИ) и 2 критерия оценивания тенденции к раскачке самолета (критерий $\tau - \omega_{BW_0}$; критерий Гибсона).

Критерий, как требования к показателям процесса $\omega_z(t)$ [5].

Настоящий критерий нормирует требования к обобщенным параметрам системы самолет + система управления.

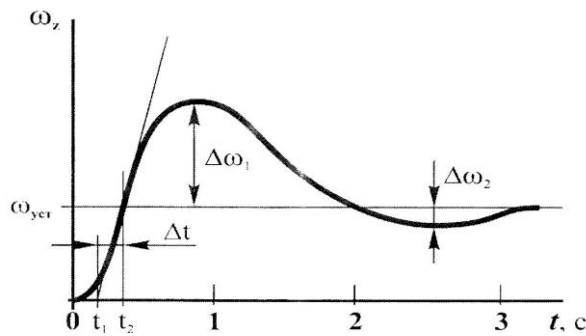


Рис.1

Его показателями являются параметры переходного процесса по угловой скорости ω_z на ступенчатое отклонение рычага управления.

$\omega_{уст}$ — установившееся значение угловой скорости ω_z .

$\Delta\omega_1$ и $\Delta\omega_2$ - значения положительного и отрицательного перерегулирований.

t_1 — время эффективного запаздывания. Оно определяется тангенсом максимального угла наклона касательной к графику переходного процесса.

Границы уровней оценок пилотажных характеристик нормируются параметрами:

- отношение отрицательного перерегулирования к положительному $div = \frac{\omega_2}{\omega_1}$

- время эффективного запаздывания t_1 .

Настоящий критерий нормирует требования к обобщенным параметрам частотных характеристик системы самолет + система управления.

Критерий $\tau - \omega_{BW_\theta}$ [5]

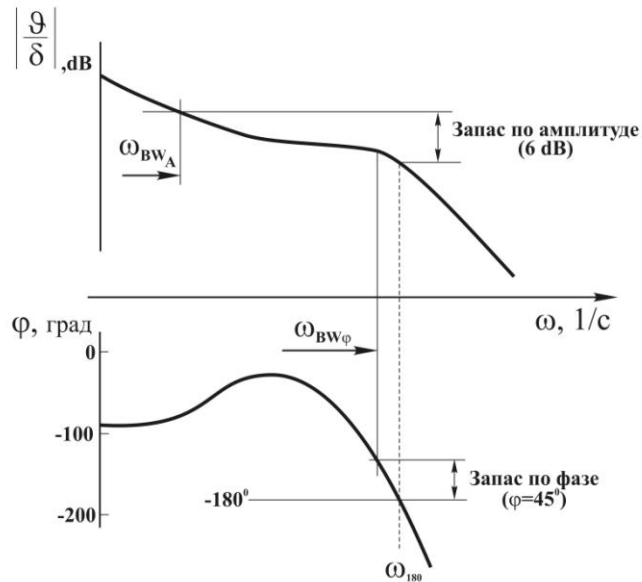


Рис.2

В нем нормируются два параметра частотной характеристики самолета по углу тангажа $W(j\omega) = \frac{\mathcal{G}(j\omega)}{\delta_e(j\omega)}$ на отклонение руля высоты: эффективное время запаздывания

τ_p и полоса пропускания частотной характеристики самолета $\omega_{BW\theta}$. Параметры τ_p , $\omega_{BW\theta}$ определяются исходя из следующих правил:

Величина ω_{BW} выбирается наименьшей из частот ω_{BW_A} и ω_{BW_φ} , где

ω_{BW_A} – частота, на которой запас амплитудной характеристики равен

6 дБ,

ω_{BW_φ} – частота, на которой запас по фазе равен 45^0 (см. рис. 3).

Эффективное время запаздывания τ_p определяется вычислением разности между фазовой частотной характеристикой самолета по углу тангажа φ_{W_3} , которая принимается равной -180^0 на частоте ω^* и фазовой частотной характеристикой высокоавтоматизированного самолета φ_{W_a} на частоте $\omega^* = 2\omega|_{\varphi_{W_a} = -180^0}$.

$$\tau_p = \frac{(\varphi)2\omega_{180} + 180}{2\omega_{180} \cdot 57.3}, \quad \varphi - \text{град.}$$

Критерий МАИ [1]

Критерий МАИ нормирует показатели системы самолет-летчик:

- r – резонансный пик замкнутой системы;

- $\Delta\varphi$ - показатель фазовой компенсации.

Показатель фазовой компенсации определяется как максимальная разность между частотной фазовой характеристикой летчика, полученной для исследуемого объекта управления (W_c), и объекта управления ($W_{c_{opt}}$), который не требует от летчика какой-либо коррекции $\Delta\varphi = \varphi_l|_{W_c} - \varphi_l|_{W_{c_{opt}}}$, кроме усиления входного сигнала.

В последнем случае частотная характеристика летчика $W_{c_{opt}} = K_l e^{-j\omega\tau_e}$ и $\varphi_l|_{W_{c_{opt}}} = -57,3\tau_l\omega$.

Разность $\Delta\varphi$ определяется в широком диапазоне частот, содержащем частоту среза ω_c и частоту ω_{-180° пересечения уровня -180° разомкнутой системы. В этом частотном диапазоне определяется наибольшее значение $\Delta\varphi_l$. В общем случае $\Delta\varphi_l$ может быть разного знака $\Delta\varphi_l^-$ и $\Delta\varphi_l^+$. В качестве показателя загрузки принимаются оба значения $\Delta\varphi_l^-$ и $\Delta\varphi_l^+$. Если эти значения принадлежат разным уровням оценок пилотажных свойств, то в качестве окончательного показателя загрузки принимается то значение, которое соответствует наихудшей оценке.

Критерий Гибсона [5].

Критерий Гибсона определен в терминах требований к параметрам APR и ω_{180} , где

$$APR = \frac{\Delta\varphi}{\omega_{180}}$$

ω_{180} – значение частоты, при которой фазовая частотная характеристика по углу тангажа самолета равна -180° .

$$\Delta\varphi = \Delta\varphi|_{\omega=2\omega_{180}} - 180^\circ,$$

где $\Delta\varphi|_{\omega=2\omega_{180}}$ – значение фазовой характеристики самолета по углу тангажа при частоте, равной удвоенной частоте ω_{180} .

Границы, нормируемые критериями, и их модификация.

В таблице 2 для каждой исследуемой конфигурации приведены значения нормируемых критериями параметров.

Таблица 2

	div	tau	w_bw	w180	APR	del_fi_-	del_fi_+	r
LH21	0,11	0,01	0,50	1,63	10,52		13	1.6
LH4c	0,00	0,02	0,94	3,23	10,96			
NS1b	0,06	0,03	0,64	1,67	22,55	-19		3.5
NS2d	0,05	0,03	1,01	2,00	21,40	-27		2
NS8c	0,00	0,06	1,00	2,21	44,14			
HP2b	0,08	0,02	1,04	3,33	11,02	-32	18	2.3
HP21	0,07	0,01	0,54	1,80	10,55	-18	22.5	3
HP3d	0,00	0,02	0,90	2,00	13,92	-27	18	2
HP41	0,03	0,01	0,74	2,25	10,72	-22	9	3
LH2a	0,12	0,02	1,11	3,40	11,06	-50	30	4.4
LH22	0,11	0,08	0,41	0,72	54,36			
LH30	0,62	0,03	0,35	0,41	23,00			
LH1c	0,02	0,01	0,22	2,54	10,37			
LH1-1	0,02	0,01	0,19	1,03	10,27			
NS1a	0,10	0,03	0,59	1,43	22,70	-27	19	4.5
NS2a	0,13	0,03	1,26	2,31	23,60			
NS2h	0,00	0,12	0,45	0,75	83,66		30	3
NS2j	0,00	0,13	0,17	0,61	93,20		40	2.4
NS3a	0,10	0,03	1,80	2,83	22,61	-40	16	3.5
NS3c	0,00	0,08	0,75	1,50	56,24			
NS3d	0,00	0,08	0,71	1,30	60,60			
NS3e	0,00	0,09	0,50	1,17	62,79			
NS4a	0,40	0,03	0,88	1,35	22,97	-54	10	4.5
NS7g	0,00	0,07	0,49	1,02	53,71			
HP36	0,00	0,09	0,74	1,24	62,84	-27	32.5	5
HP25	0,00	0,19	0,24	0,40	134,71		40	4
HP28	0,07	0,15	0,40	0,62	110,48		43.5	3.5
HP312	0,04	0,28	0,21	0,37	200,84		53	7.85
HP313	0,03	0,24	0,24	0,48	171,03		51.5	4.8
HP59	0,05	0,22	0,26	0,42	160,30		51	5.3
HP510	0,06	0,32	0,20	0,35	229,1295		52	7.94
LH13	0,02	0,16	0,15	0,30	116,97			

	div	tau	w_bw	w180	APR	del_fi_-	del_fi_+	r
NS1f	0,03	0,20	0,22	0,38	142,80		58	3.4
NS1g	0,00	0,27	0,09	0,26	193,43		74	3
NS2i	0,00	0,18	0,34	0,64	129,94		62	7.7
NS4d	0,26	0,16	0,17	0,78	113,63			
NS5d	0,43	0,17	0,10	0,80	120,74			
NS5e	2,11	0,19	0,19	0,76	135,24			

Границы уровней пилотажных характеристик и областей оценивания явления раскачки самолета приведены на рисунках 3-7 в следующем порядке:

- Критерий, нормирующий требования к показателям процесса $\omega_z(t)$ (рис. 3);
- Критерий $\tau - \omega_{BW_\theta}$ (определения уровня пилотажных характеристик) (рис. 4);
- Критерий МАИ (рис.5);
- Критерий $\tau - \omega_{BW_\theta}$ (оценивание тенденции самолета к раскачке) (рис.6);
- Критерий Гибсона (рис.7).

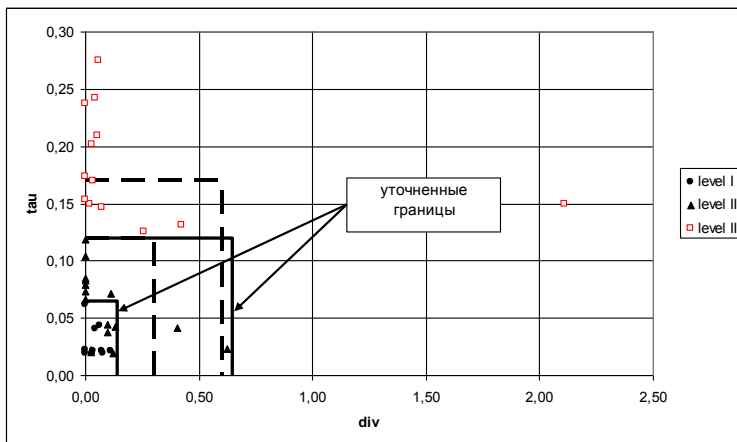


Рис.3

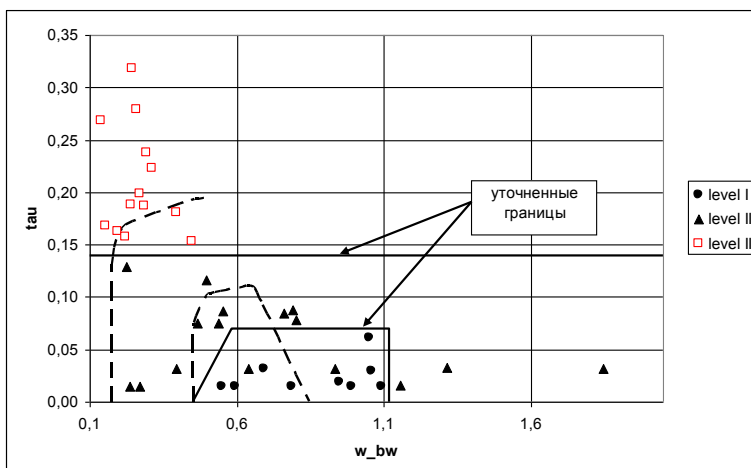


Рис.4

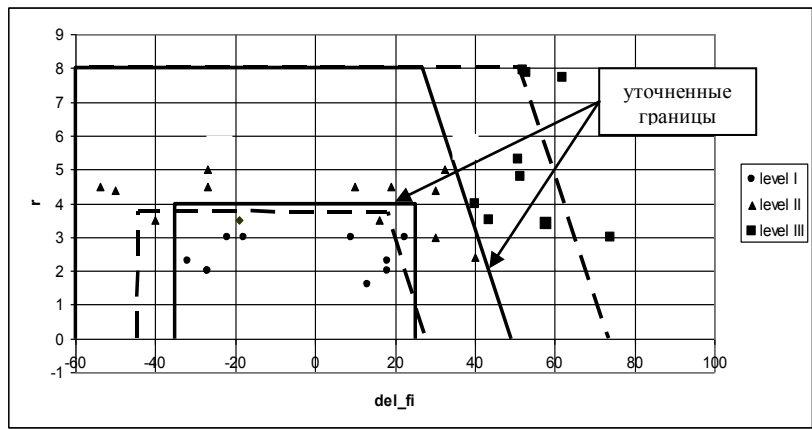


Рис.5

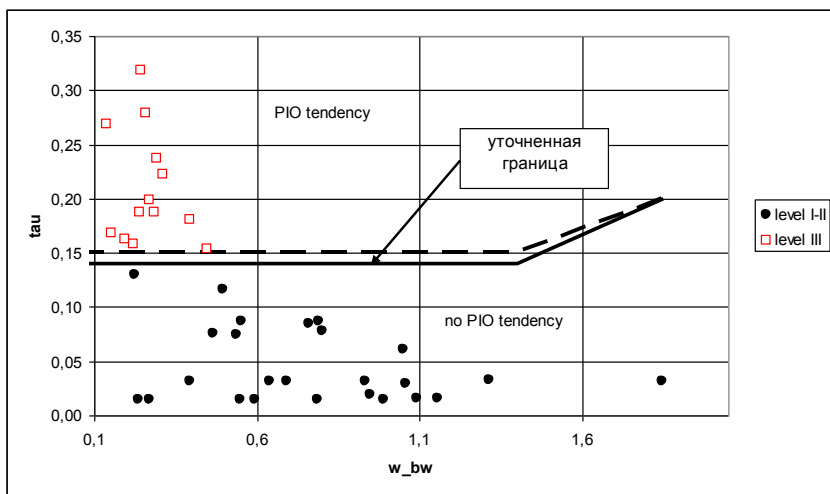


Рис.6

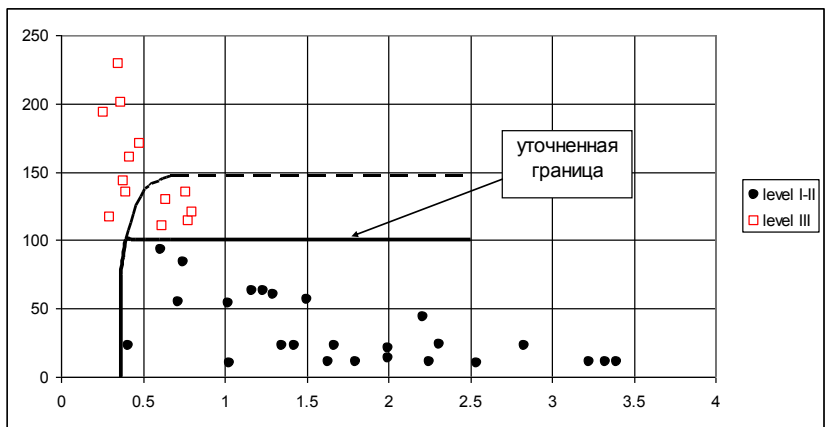


Рис.7

Сравнение прогностических возможностей критериев определения уровня пилотажных характеристик приведено в таблице 3, а критериев оценивания тенденции самолета к раскачке в таблице 4.

Таблица 3

Критерии	% правильно предсказанных уровней	
	Границы, нормируемые критерием	Уточненные границы
Критерий, нормирующий требования к показателям процесса $\omega_z(t)$	52,6%	78,9%
Критерий $\tau - \omega_{BW_\theta}$	68,4%	94,7%
Критерий МАИ	34,7%	100%

Таблица 4

Критерии	% правильно предсказанных уровней	
	Границы, нормируемые критерием	Уточненные границы
Критерий $\tau - \omega_{BW_\theta}$	97%	100%
Критерий Гибсона	84,2%	100%

Из приведенного выше сравнения видно, что предложенное правило предварительного отбора банка данных и модификации критериев позволяет повысить точность оценивания пилотажных характеристик самолетов.

Библиографический список

1. *Efremov A.V., Ogloblin A.V., Koshelenko A.V.* Evaluation and prediction of aircraft handling qualities/ A collection of technical Papers AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. AIAA – 98 – 4145, p. 20 –30. Aug 10 – 12 1998, Boston USA

2. *Graham D, Clement W et all.* Investigation of measuring system requirements for instrument low visibility approach. Rep. AFFDL–TR–70–102, Feb. 1971.
3. *Bjorkman E.A. et all.* NT–33 Pilot induced oscillation prediction evaluation USAFTPS–TR–85B–S4, June 1986, 165p.
4. *Neal T.P., Smith R.E.* A flying qualities criterion for the design of a fighter flight control systems, J. Aircraft, vol.8, N 10, Oct. 1971.
5. *Duane T. McRUER et all.* AVIATION SAFETY AND PILOT CONTROL. NATIONAL ACADEMY PRESS, Washington, D.C. 1997.

Сведения об авторах.

Ефремов Александр Викторович, профессор, декан факультета Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., тел.: 499 158 43 22

Коровин Александр Алексеевич, младший научный сотрудник Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: 8 926 212 04 15