АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том X 1964 Вып. 3

УДК 534.836:797.5

О ВЛИЯНИИ СКОРОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА Ту-124 НА ИЗЛУЧАЕМЫЙ ЕГО ДВИГАТЕЛЯМИ ШУМ

Б. Н. Мельников

Приводятся результаты экспериментального исследования основных характеристик пролетного шума самолета Ту-124 при изменении его скорости полета. Изменение максимальных уровней шума в этом случае хорошо описывается формулой Лайтхилла, уточненной Вильямсом для случая движущейся реактивной струи. Для двухконтурного двигателя характерной скоростью, определяющей уровни излучаемого шума, является скорость истечения из сопла внутреннего контура.

Изучение влияния скорости полета реактивного самолета на излучаемый шум интересно практически не только в связи с необходимостью этих данных для расчета уровней шума, создаваемого летящим самолетом на местности по акустическим характеристикам, полученным в статических условиях. Действительно, в последнее время для снижения шума на местности, наряду с широким применением шумоглушащих сопел на турбореактивных двигателях и применением менее шумных двухконтурных двигателей (способ снижения шума в источнике), применяются особые методы пилотирования самолета, в частности, на начальном участке набора высоты. Метод малошумного взлета включает в себя такие элементы, как осуществление более крутого набора высоты на начальном участке, снижение режима работы двигателей при полете над населенной местностью, выполнение разворота в сторону от населенных пунктов. Взлет по более крутым траекториям возможен путем набора высоты без разгона при сравнительно низкой, но допустимой, с точки зрения безопасности полета, скорости.

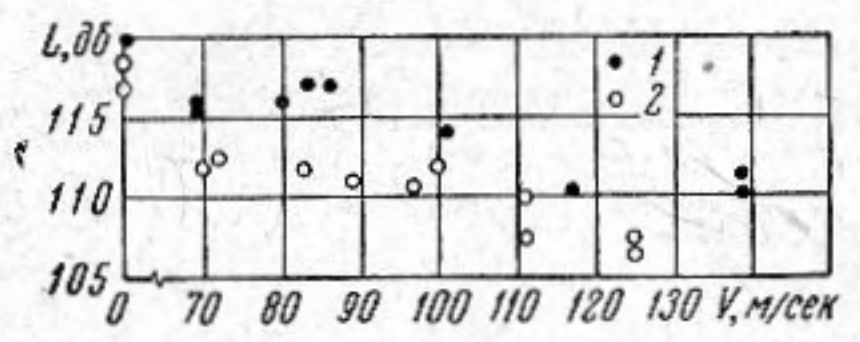
Как известно [1—4], снижение скорости полета приводит к увеличению уровней шума на местности. Кроме того, с уменьшением скорости растет время звучания шума, что эквивалентно дополнительному росту уровней шума. Таким образом, при разработке методов малошумного взлета для различных типов самолетов необходима оценка влияния друг на друга всех этих факторов. Такая оценка возможна лишь на основе экспериментальных данных и прежде всего — данных о влиянии скорости полета на излучаемый шум.

Изучение влияния скорости полета на акустические характеристики самолета Ту-124 представляет интерес еще в связи с тем, что на нем установлены два двухконтурных двигателя.

Лайтхилл [1, 2] показал, что поле излучения турбулентной структуры зависит как от скорости конвекции вихрей, так и скорости движения самолета. Вильямс [3] исследовал влияние движения самолета и конвекции вихрей на шум от реактивных струй для случая, когда струя перемещается относительно окружающей невозмущенной однородной среды, и установил, что интенсивность излучаемого шума в этом случае подчиняется следующей зависимости:

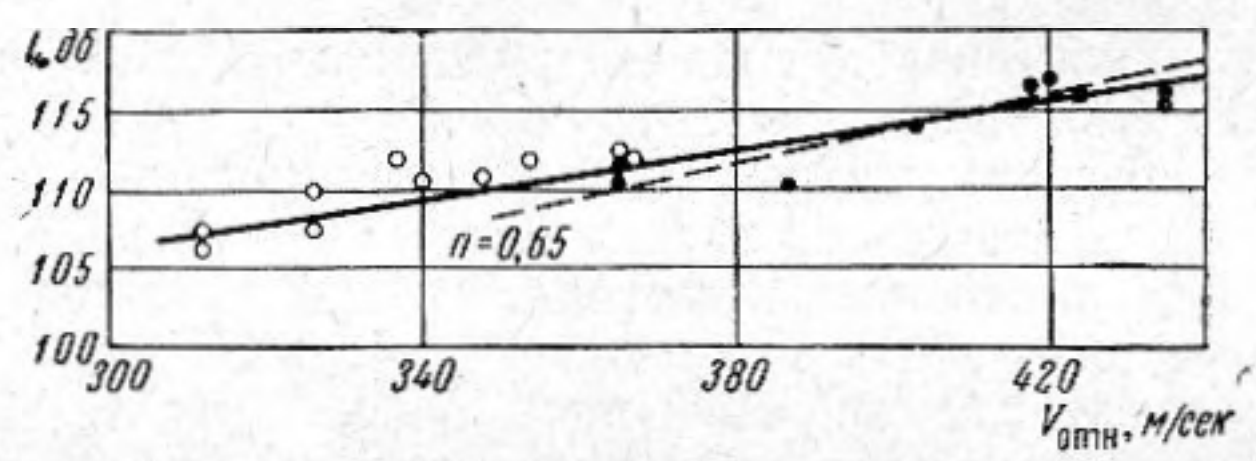
$$I(x) \sim c_0^{-5}(\rho^2 / \rho_0)(D^2 / x^2)(w - v)^7 w(1 - M_к \cos\theta)^{-5}(1 + M\cos\theta)^{-1}, \quad (1)$$

где c_0 — скорость звука в невозмущенной окружающей среде, ρ и ρ_0 — плотность соответственно газовой струи и окружающей среды, D — диаметр выхлопного сопла, x — расстояние вниз по потоку от сопла, w — скорость истечения реактивной струи из сопла, v — скорость полета самолета, $M_к$ — число M конвекции вихрей, $M = v / c_0$ — число M полета, θ — угол между направлением излучения и осью струи. Из этого выражения для стационарных струй следует пропорциональность излучаемого шума величине $(1 - M_к \cos\theta)^{-5}$, вместо $(1 - M_к \cos\theta)^{-6}$, как в работах [1, 2]. Именно с зависимостью (1) производилось сравнение экспериментальных данных, полученных для самолета Ту-124.

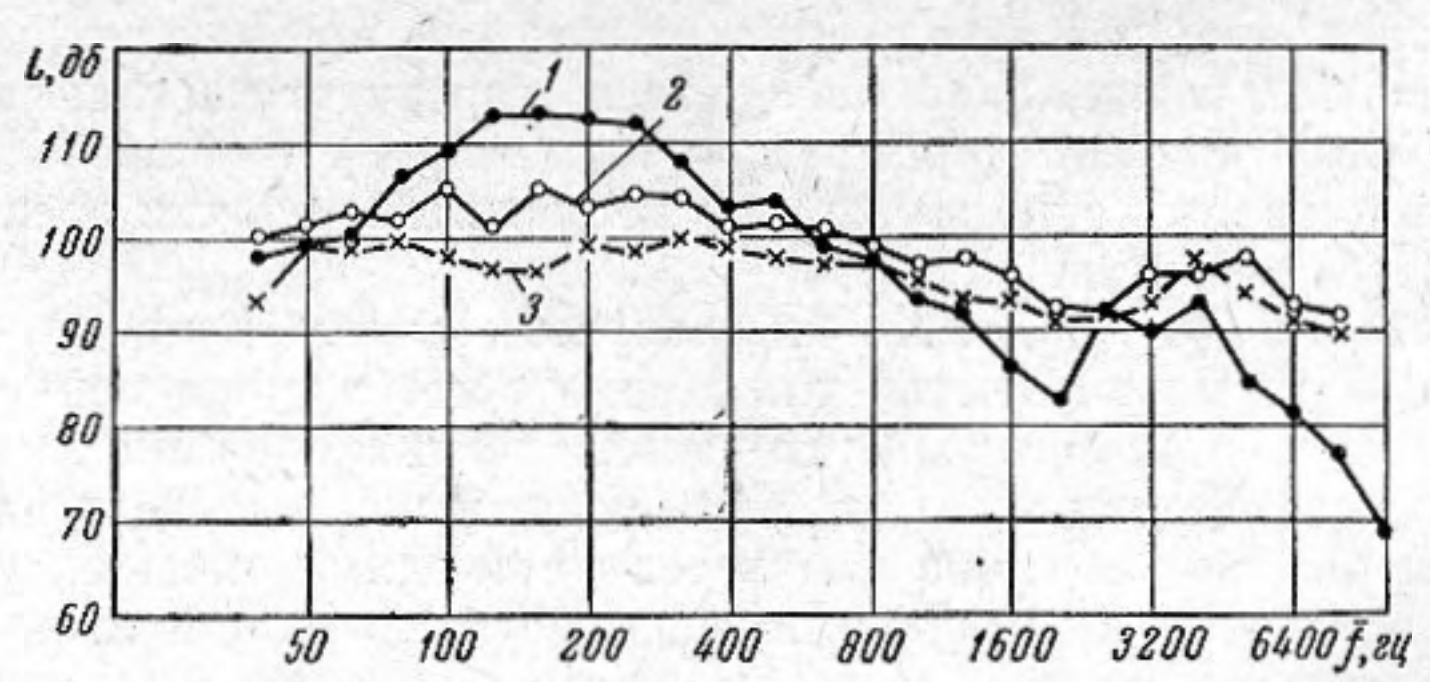


Фиг. 1

Результаты измерений максимального уровня шума на местности при пролете самолета с различной скоростью на высоте $H = 100$ *м* над пунктом наблюдения представлены на фиг. 1, где *1* — максимальный (97% по оборотам), *2* — номинальный (93%) режимы работы двигателей. На фиг. 2 показаны те же результаты с той разницей, что по оси абсцисс отложена относительная скорость $v_{отн} = w_{5\,внутр} - v$, где $w_{5\,внутр}$ — скорость истечения струи относительно



Фиг. 2



Фиг. 3

двигателя из внутреннего контура. Сплошная прямая на фигуре — средняя линия по результатам настоящих исследований.

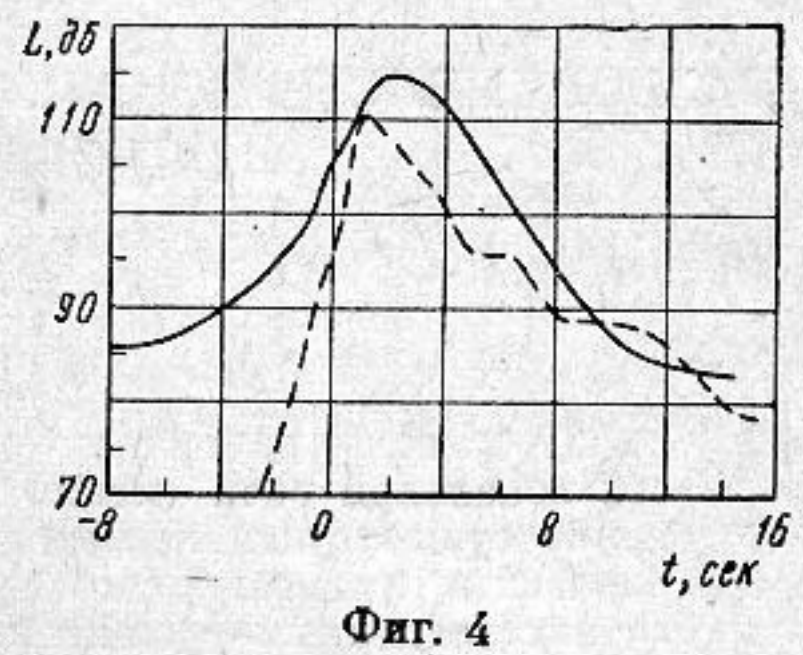
В работе [3] число $M_к$ конвекции определяется как

$$M_к = [n(w + v) - v] / c_0 = v_{отн} / c_0[(1 + 2m)n - m], \quad (2)$$

где n — коэффициент пропорциональности и $m = v / v_{отн}$. Зависимость (1) совместно с выражением (2) была использована Вильямсом для сравнения с экспериментальными данными, опубликованными в работе [4]

для самолета с турбореактивными двигателями, причем получено хорошее совпадение при $n = 0{,}55—0{,}6$. В исследовании шума самолета Ту-124 получается хорошее совпадение с экспериментом при $n = 0{,}65$ (фиг. 2). Анализ экспериментальных данных показал, что для самолета Ту-124 в полете на высоте порядка 100 *м* максимум излучения наблюдается при $\theta = 40°$ *, тогда как в статических условиях максимальный уровень шума для расстояний 60 *м* и более имеет место при угле с осью струи, близком к $\theta = 60°$.

Характерные спектры максимального пролетного и стационарного шума в $^1/_3$-октавных полосах частот для одного и того же расстояния от самолета приведены на фиг. 3. Спектр *1* относится к стационарному шуму, *2* — к пролету самолета со скоростью $v = 250$ *км/час* и *3* — к пролету со скоростью 500 *км/час*. С увеличением скорости полета отчетливо наблюдаются снижение уровней звукового давления в диапазоне частот $\bar{f} = 80—320$ *гц* и некоторое увеличение уровней пролетного шума в высокочастотной области $\bar{f} = 1600—8000$ *гц*.



Фиг. 4

Характерные кривые изменения уровня шума при полете самолета Ту-124 с различной скоростью на высоте $H = 100$ *м* над точкой наблюдения показаны на фиг. 4 (сплошная кривая — 250 *км/час*, пунктирная — 500 *км/час*).

Настоящие исследования выполнены в летний день при незначительном ветре (порывы у земли до 4 *м/сек*) при помощи комплекта акустической аппаратуры фирмы Брюэль и Къяр (спектрометр тип 2110, регистратор уровня тип 2304, микрофонный усилитель тип 2603 и микрофон тип 4111, с магнитной записью пролетного шума и последующей расшифровкой ее в лабораторных условиях).

ЛИТЕРАТУРА

1. Lighthill M. J., On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory. Proc. Roy. Soc. (London), ser. A., 1952, 211, 1107, 564—587.
2. Lighthill M. J., On Sound Generated Aerodynamically. II. Turbulence as Sourse of Sound. Proc. Roy. Soc. (London), ser. A, 1954, 222, 1148, 1—32.
3. Williams J. E. Ff., Some Thoughts on the Effects of Aircraft Motion and Eddy Convection on the Noise from Air Jets. Univ. Southampton Aero. Astr. Rep. 1960, 155.
4. Greatrex F. B., Brown D. M., Progress in Jet Engine Noise Reduction. Advances in Aeronautical Sciences. Proc. of the First Congress in the Aeronautical Sci., Madrid, Sept., 1958, v. 1, 364—392. Pergamon Press, 1959 (перевод в сб.: «Проблемы уменьшения шума реактивных двигателей», М., ИЛ, стр. 69—113, 1961).

Государственный н.-и. институт
гражданского воздушного флота
Москва

Поступила в редакцию
14 ноября 1963 г.

* Угол максимального излучения шума самолетом в полете зависит от высоты полета.